

2012

Gaia

Alejandro Pila Vigalondo

EUITA

01/09/2012

**DISEÑO Y ENSAYOS EN TIERRA DE PANELES SOLARES PARA UN
SATÉLITE DE ÓRBITA BAJA**



ALEJANDRO PILA VIGALONDO

3º EQUIPOS Y MATERIALES AEROESPACIALES

EUITA

*We choose to go to the
moon.*

*We choose to go to the
moon in this decade and do
the other things.*

*Not because they are easy,
but because they are hard.*

Special Message to the
Congress on Urgent
National Needs, May
25, 1961

- President John F.
Kennedy.

*A todos aquellos que
me han ayudado y
apoyado durante la
realización de este
proyecto. Gracias.*

1 Contenido

I.	Tabla de Figuras:	- 13 -
II.	Lista de tablas	- 16 -
1.	Descripción de la Misión Espacial	- 18 -
1.1	Objetivo	- 18 -
1.2	Requisitos y Limitaciones	- 21 -
1.2.1	Requisitos Funcionales	- 21 -
1.2.2	Requisitos Operacionales	- 21 -
1.2.3	Limitaciones	- 22 -
1.3	Órbita:	- 24 -
1.4	Antecedentes	- 25 -
1.4.1	Advanced Land Observation Satellite (ALOS)	- 25 -
1.4.2	Cryosat	- 26 -
1.4.3	UPM SAT-1	- 27 -
2	Dimensionado Inicial	- 29 -
2.1	Órbita:	- 29 -
2.1.1	Órbita Alta Terrestre (HEO)	- 29 -
2.1.2	Órbita Media Terrestre (MEO por sus siglas en inglés)	- 30 -
2.1.3	Órbita Baja Terrestre (LEO)	- 31 -
2.1.4	Descripción de la órbita	- 31 -
2.1.5	Parámetros en órbitas	- 35 -
2.1.6	Orbitron:	- 39 -

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

2.1.7	Otros parámetros de la órbita	- 49 -
2.1.8	Ventanas de Lanzamiento	- 50 -
2.2	Lanzamiento	- 52 -
2.2.1	Lanzador	- 52 -
2.2.2	Base de Lanzamiento	- 56 -
2.3	Control de actitud	- 57 -
2.3.1	Introducción:	- 57 -
2.3.2	Sensores.....	- 58 -
2.3.3	Actuadores.....	- 59 -
2.3.4	Selección.....	- 61 -
2.4	Diseño Estructural.....	- 62 -
2.4.1	Introducción	- 62 -
2.4.2	Clasificación	- 63 -
2.4.3	Idealización	- 63 -
2.4.4	Selección del material.....	- 63 -
2.4.5	Requerimientos	- 67 -
2.4.6	Parámetros ASAP	- 67 -
2.4.7	Criterios de diseño	- 67 -
2.5	Control Térmico	- 69 -
2.5.1	Introducción:	- 69 -
2.5.2	Clasificación	- 72 -
2.5.3	El ambiente espacial.....	- 74 -

2.5.4	Selección.....	- 74 -
2.6	Carga de pago	- 76 -
2.6.1	Introducción	- 76 -
2.6.2	Soluciones comerciales	- 76 -
2.6.3	Selección.....	85
2.7	Comunicaciones y Telemando.....	86
2.7.1	Introducción	86
2.7.2	Clasificación	87
2.7.3	Elementos del sistema de comunicación	88
2.7.4	Estación de Seguimiento.....	91
3	Sistema de Potencia	101
3.1	Introducción	101
3.2	Presupuesto de potencia	102
3.3	Regulador de potencia	104
3.3.1	Regulación del panel solar.....	105
3.3.2	Regulación del bus del vehículo espacial.....	106
3.3.3	Carga de las baterías.....	107
3.4	Paneles Solares:.....	108
3.4.1	Introducción	108
3.4.2	Factores condicionantes.....	109
3.4.3	Fabricantes.....	115
3.4.4	Selección.....	122

3.5	Baterías.....	167
3.5.1	Introducción	167
3.5.2	Parámetros principales	168
3.5.3	Determinación parámetros baterías.....	173
3.5.4	Fabricantes.....	177
3.6	Simulación	181
3.6.1	Microsoft Office Excel.....	181
3.6.2	LT SPICE	210
3.6.3	Presupuesto de potencia	211
4	Conclusiones.....	219
5	Bibliografía	221
6	Anexos	224

I. Tabla de Figuras:

Figura 1:1 - Evolución de la deforestación por tala incontrolada de árboles en la selva brasileña.....	- 19 -
Figura 1:2 – Satélite ALOS orbitando la Tierra.....	- 26 -
Figura 1:3 –Funcionamiento del SAR de ALOS.....	- 27 -
Figura 2:1 – Satélite ruso Molniya.....	- 30 -
Figura 2:2 - Alturas orbitales	- 31 -
Figura 2:3 - Sombra eclipse SS-O	- 32 -
Figura 2:4 – Parámetros orbitales.....	- 37 -
Figura 2:5 –Paso de Gaia por la Antártida.....	- 43 -
Figura 2:6 – Paso de Gaia sobre Madrid.....	- 44 -
Figura 2:7 – Paso de Gaia sobre el Círculo Polar Ártico.....	- 44 -
Figura 2:8 – Captura de pantalla Orbitron.....	- 45 -
Figura 2:9 – Geoide terrestre mostrado por Visual SAT Flare Tracker	- 46 -
Figura 2:10 – Comportamiento satélite helisíncrono a las 10:51	- 47 -
Figura 2:11 – Comportamiento satélite heliosíncrono a las 11:51	- 47 -
Figura 2:12 – Comportamiento satélite heliosíncrono a las 12:51	- 48 -
Figura 2:13 – Entorno de trabajo de Visual SAT Flare Tracker	- 49 -
Figura 2:14 – Familia Ariane	- 54 -
Figura 2:15 - Despiece del lanzador Ariane 5.....	- 55 -
Figura 2:16 – Disminución de masa de giróscopos en función del tiempo	- 59 -

Figura 2:17 Materiales estructurales en la industria espacial en funcion tiempo	- 64 -
Figura 2:18 - Márgenes térmicos de funcionamiento.....	- 71 -
Figura 2:19 – Persianas térmicas	- 73 -
Figura 2:20 - Método intercambiadores calor.....	- 75 -
Figura 2:21 - SSTL CHRIS.....	- 79 -
Figura 2:22 - SSTL VHRI 250	- 80 -
Figura 2:23 - IRIS	- 82 -
Figura 2:24 - Esquema de comunicaciones	86
Figura 2:25– Diferentes tipos de antenas.....	89
Figura 2:26 - Señal modulada por AM y FM	91
Figura 2:27 - Estación de seguimiento VILSPA.....	93
Figura 2:28 - Antena de 35 metros de Cebreros.....	95
Figura 2:29 – Antena VIL-1	96
Figura 2:30 - Antena VIL-2	97
Figura 2:31 - Antena VIL-4.....	99
Figura 2:34 - Antena VIL-5	100
Figura 2:34 - Antena VIL-6.....	100
Figura 2:34 - Antena VIL-7	100
Figura 3:1 – Funcionamiento esquematizado del regulador de potencia.....	107
Figura 3:2 - Curva I-V	110

Figura 3:3 - Temperatura órbitas LEO[1].....	112
Figura 3:4 - Influencia temperatura células	113
Figura 3:5 -Influencia de la radiación en la curva I-V	114
Figura 3:6 - LADEE en CATIA	116
Figura 3:7 - Satélite Meteosat	118
Figura 3:8 - Célula fotovoltaica S-32	123
Figura 3:9 - Célula fotovoltaica 3G28%.....	127
Figura 3:10 - Célula fotovoltaica 3G27%.....	131
Figura 3:11 - Célula fotovoltaica 3G30C6	134
Figura 3:12 - Célula fotovoltaica 3G30C% Advanced	138
Figura 3:13 - Célula fotovoltaica ATJ.....	142
Figura 3:14 - Célula fotovoltaica ATJM.....	145
Figura 3:15 - Célula fotovoltaica BTJ.....	148
Figura 3:16 - Célula fotovoltaica BTJM.....	151
Figura 3:17 - Célula fotovoltaica ZTJ	154
Figura 3:18 - Célula fotovoltaica XTJ	157
Figura 3:19 - Célula fotovoltaica UTJ.....	160
Figura 3:20 - Célula fotovoltaica ITJ	163
Figura 3:21 - Batería en celdas	167
Figura 3:22 - Curva carga-descarga baterías[2]	171
Figura 3:23 - Energía específica y densidad de energía baterías[1].....	172

Figura 3:24 - Comparativa de peso de distintos tipos de baterías empleadas en la industria espacial	173
---	-----

Figura 3:25 – Actitud UPMSat-2.....	182
-------------------------------------	-----

II. Lista de tablas

Tabla 1 - Parámetros orbitales.....	- 37 -
Tabla 2 - TLE Fila 0.....	- 40 -
Tabla 3 - TLE Fila 1.....	- 41 -
Tabla 4 - TLE Fila 2.....	- 41 -
Tabla 5 - Valores aceptables de fuerzas de inercia.....	- 53 -
Tabla 6 - Composición química Al 7075	- 65 -
Tabla 7 - Características Al 7075	- 66 -
Tabla 8 - Variación térmica aceptable	- 70 -
Tabla 9 - Características VIL-1	96
Tabla 10 - Características VIL-2	97
Tabla 11 – Características VIL-4	99
Tabla 12 -Estimación Potencia	103
Tabla 13 - Estimación potencia subsistemas	103
Tabla 14 - Selección células fotovoltaicas	119
Tabla 15 - Selección células fotovoltaicas (continuación 1)	120
Tabla 16 - Selección células fotovoltaicas (Continuación 2).....	121

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

Tabla 17 - Propiedades tipos de baterías [1]	172
Tabla 18 - Propiedades tipo baterías 2 [1]	173
Tabla 19 - Número de celdas vs tensión batería.....	174
Tabla 20 - Selección baterías.....	179
Tabla 21 - Ángulo desfase inicial vs potencia media máxima	199
Tabla 22 - Ángulo desfase inicial vs potencia media máxima	205
Tabla 23 - Características satélite	211
Tabla 24 - Consumo subsistemas empleado en la simulación	214
Tabla 25 - Órbita vs demanda potencia media eclipse.....	218

1. Descripción de la Misión Espacial

Diseño y Ensayos en tierra de paneles solares y baterías para un satélite de órbita baja (LEO).

El Proyecto Fin De Carrera presentado a continuación contiene una descripción del prediseño del microsatélite de observación terrestre Gaia, particularizando ésta especialmente en el sistema de potencia del mismo.

En el presente capítulo se describen los objetivos de la misión expuesta y los requerimientos del satélite objeto de este proyecto.

1.1 Objetivo

El objetivo de la misión es, mediante diferentes tipos de cámaras, la observación de determinadas zonas de la superficie terrestre con el propósito de aportar información sobre la evolución de la deforestación en zonas críticas como la selva amazónica o los bosques tropicales de la región Asia-Pacífico, el avance del deshielo en los casquetes polares y la alerta temprana sobre posibles incendios y demás catástrofes naturales. Estos datos serán emitidos por el satélite al segmento de tierra, y allí serán tratados para interpretarlos y actuar en consecuencia.

Estos problemas medioambientales han ido incrementando su importancia en las últimas décadas, hasta el punto de que a día de hoy se están registrando cambios climáticos por la influencia de las actividades humanas (legales o ilegales) en la naturaleza. También se están produciendo cambios inesperados en los paisajes del planeta, como el acontecido den Julio de 2012 en Groenlandia [3].

Actualmente, las actividades antrópicas tales como la agropecuaria, la minera, o los incendios, están originando cada año la pérdida de grandes superficies forestales y consecuentemente poniendo en peligro la biodiversidad y refugios de la fauna silvestre, así como los servicios ambientales que realiza el bosque.

Por ello, se ha considerado necesario la creación de un dispositivo que alerte de forma eficiente posibles focos de incendios potenciales, y aporte datos para facilitar la predicción y alerta temprana de los frentes de fuego, así como el estudio de los cambios en los paisajes naturales de la Tierra.

La metodología para medir la evolución de la deforestación consiste en realizar análisis en varios períodos de tiempo de imágenes satelitales en donde distintas fotografías de diferentes fechas son superpuestas con el objetivo de identificar los cambios en el uso de la tierra durante el período de estudio. Una vez identificadas las áreas deforestadas se delimitan las zonas a fin de cuantificar la superficie dañada.

En la figura 1.1 se muestra la evolución de la tala de la selva brasileña en la región de Rondonia. Las tres fotografías corresponden a tres momentos distintos. La primera foto (de izquierda a derecha) está hecha en Junio de 1975, la segunda en Julio de 1989 y la tercera en Septiembre 2005. Las tres imágenes fueron tomadas desde satélite.



Figura 1:1 - Evolución de la deforestación por tala incontrolada de árboles en la selva brasileña

Como se puede observar en la imagen, la superficie selvática ha ido disminuyendo drásticamente como consecuencia de la tala.

Otro cambio en el paisaje del planeta que está aconteciendo en la actualidad es la disminución del hielo en los polos. La descarga masiva de agua dulce a los océanos alteraría las principales corrientes marinas y aumentaría el nivel del mar, modificando así el clima del planeta. El satélite propuesto tendrá entre sus

objetivos la misión de analizar más correctamente el desarrollo de este proceso (si se produce), intentar predecir con mayor precisión estos acontecimientos, y, en su medida, evitarlos.

El método de estudio de los casquetes polares es totalmente idéntico al empleado en el estudio de la evolución de la deforestación. Realizar fotografías de distintas zonas geográficas en diferentes tiempos con el objetivo de, mediante un exhaustivo análisis de las imágenes, estudiar los cambios acontecidos.

Este proyecto pretende ser una propuesta económicamente viable para que los gobiernos de las distintas naciones del mundo puedan controlar y analizar la evolución y cambios en sus paisajes. También se propone colaborar con organizaciones no gubernamentales como WWF, Greenpeace, o BirdLife International, ya que las fotografías pueden serles de gran utilidad en sus labores de denuncia así como vender las imágenes a otro tipo de empresas que se dedican a la cartografía como Google, Placebase o C3 Technologies.

1.2 Requisitos y Limitaciones

1.2.1 Requisitos Funcionales

- Actuaciones:
 1. El control de actitud será diseñado para la correcta captación de las imágenes.
 2. La producción y el almacenaje de energía será la suficiente para abastecer la carga útil. Se hará mediante paneles solares no replegables para las zonas donde se disponga de radiación solar, y de baterías en las partes de la órbita donde esté eclipse.
- La variación de la orientación del satélite serán las necesarias para obtener un correcto abastecimiento de energía así como un adecuado ángulo para tomar las fotografías. También se tendrá en cuenta un correcto ángulo de las antenas para posibilitar la comunicación con la estación de seguimiento.
- Tiempo de Respuesta:
 1. Las operaciones estarán dirigidas desde tierra. La descarga de datos no será en tiempo real, disminuyendo a una el número de estaciones de seguimiento necesarias para el satélite. Ésta estará situada en un punto de la traza del mismo.

1.2.2 Requisitos Operacionales

- Duración de la misión:
 1. El tiempo de vida vendrá determinado principalmente por la altitud de la órbita y la propia degradación de los componentes del satélite, ya que no dispondrá de ningún dispositivo como propulsores capaz de aumentar la velocidad del satélite y como consecuencia su apogeo y perigeo. Se estima un período de vida de 5 años.
- Arquitectura de las comunicaciones:
 1. Se dispondrá de una única estación de seguimiento.

2. Los datos serán procesados en el segmento espacial, y enviados mediante una antena al segmento de tierra.
- Supervivencia:
 1. El satélite no será dotado de dispositivos que le permitan seguir funcionando después de acontecimientos inesperados.
 - Control Térmico:
 1. Se empleará un envoltorio de mantas térmicas aislantes que cubra la estructura del satélite para así proteger a los equipos de a bordo de las violentas variaciones térmicas propias del clima espacial.

1.2.3 Limitaciones

Es muy importante considerar las numerosas limitaciones durante el diseño de la misión.

- La principal desventaja del ingenio propuesto es que su efectividad está a merced de las condiciones meteorológicas en la zona a estudiar. Sin embargo, esta limitación en las funciones de observación se ve compensado por el bajo coste y versatilidad del satélite.
- En cualquier decisión a tomar en el diseño y desarrollo del satélite, se elegirá la más simple con el objetivo de abaratar costes y reducir problemas.
- Al existir una única estación de tierra, el intercambio de datos sólo podrá ser realizado en el período de tiempo en el que el satélite pasa sobre la estación de seguimiento, limitando también posibilidad de interactuar con los subsistemas.
- La envolvente geométrica será la adecuada para el correcto acoplamiento al lanzador. Suponiendo que sea un Ariane 5, estas restricciones serían de 600 mm x 600 mm x 710 mm.

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

- La masa del satélite también viene acotada superiormente por los requerimientos del Ariane, que en este caso serían 120 kg.
- El coste de la misión.
 1. Probablemente sea el factor que más limite el proyecto, ya que se dispone de un presupuesto bajo. Por lo que habrá que tenerlo muy presente en el diseño de la misión, tomando las decisiones que menor inversión financiera impliquen.
- Lanzamiento como carga secundaria.
- Redundancia.
 1. Otro factor íntimamente relacionado con la financiación del proyecto, y con la envolvente geométrica del mismo, es la redundancia de los dispositivos del satélite. Serán dispositivos redundantes los más esenciales para el correcto funcionamiento del satélite.

1.3 Órbita:

Al ser una misión de observación de la superficie terrestre mediante dispositivos ópticos, la órbita deberá tener una altura relativamente baja, para garantizar así la correcta captación de las imágenes.

Se ha decidido que la órbita del satélite sea una Órbita Baja Terrestre (LEO por sus siglas en inglés), de carácter heliosíncrono de mediodía con excentricidad nula (circular).

Otra ventaja de esta órbita es que el ángulo entre el plano de la órbita y el sol permanece constante, facilitando enormemente el diseño, cálculos y simulación del sistema de potencia del satélite.

Además, si la inclinación de la órbita heliosíncrona está en torno a los 90° ($96,5^\circ$ - $102,5^\circ$)[4], el satélite tendrá una cobertura global de la tierra, aumentando así la flexibilidad de la misión.

También cabe destacar otra característica propia de estas órbitas, y es que pasan siempre a la misma hora por el mismo lugar. Propiedad que será usada para fotografiar los objetivos con una correcta iluminación y así obtener la máxima eficiencia de las cámaras. Se escogerá una órbita de mediodía, esto es, el paso por encima de todos los puntos observados se producirá al mediodía local en el período iluminado.

Como se ha mencionado previamente, el objetivo del satélite será la observación de la superficie terrestre con el fin de obtener información del estado de los bosques, posibles catástrofes naturales, así como la captura de imágenes de los casquetes polares con el objetivo de estudiar la evolución del deshielo de éstos.

La principal ventaja de este proyecto es el bajo precio del satélite. Al ser barato, simple y funcional puede resultar muy atractivo para gobiernos que no se pueden permitir grandes inversiones. Este artefacto se ha definido con la idea de crear en una segunda fase una constelación de satélites para así garantizar una completa y rápida cobertura.

1.4 Antecedentes

Antes de éste ha habido otros proyectos en los que se han lanzado o se van a lanzar satélites con objetivos muy similares al propuesto. Algunos ejemplos de ello son:

1.4.1 Advanced Land Observation Satellite (ALOS)

El ALOS fue lanzado con éxito el 24 de enero del 2006 desde el Centro Espacial de Tanegashima. Fue desarrollado por la JAXA¹ para contribuir al campo de la cartografía, monitorización de desastres naturales y gestión de recursos naturales. A diferencia del satélite propuesto con un único sensor de observación, éste tiene tres sensores principales. Estos son el PRISM (Instrumento de sensor remoto pancromático del inglés *Panchromatic Remote-sensing Instrument for Stereo Mapping*), con una resolución de 2,5 metros. El segundo es un radiómetro de infrarrojo cercano (AVNIR-2). Por último también está equipado con un radar de apertura sintética (SAR del inglés *Synthetic Aperture Radar*). Con estos instrumentos se ha conseguido observar con gran detalle la evolución de las zonas forestales amazónicas brasileñas. La vida útil del satélite terminó en Mayo del

¹ Japan Aerospace Exploration Agency (Agencia Japonesa de Exploración Espacial)

2011 y además de cartografiar las zonas forestales del Amazonas, ha contribuido notablemente al cartografiado y análisis del Océano Pacífico.



Figura 1:2 – Satélite ALOS orbitando la Tierra

1.4.2 Cryosat

Los satélites Cryosat forman parte del programa homónimo de la ESA que tiene como objetivo monitorizar las variaciones del espesor del hielo polar. Estos satélites siguen una órbita LEO. Este proyecto ha tenido varios contratiempos a lo largo de su historia. El programa se propuso en el año 1998 y en el 2005 se lanzó el primer satélite desde el cosmódromo de Plestesk (Rusia), sin embargo se perdió durante el lanzamiento cayendo sus restos en el Mar de Lincoln. El motivo fue un fallo en los sistemas de a bordo del lanzador y no se produjo la separación de la tercera etapa de éste. Se decidió comenzar de nuevo y construir otro satélite. Se introdujeron algunas ligeras mejoras con respecto al anterior, pero el diseño apenas cambió. Éste segundo satélite se lanzó con éxito en abril del 2010 desde Baikonur (Kazajistán)

En la Figura 1:3 se puede apreciar el funcionamiento del satélite. Está equipado con un Radar de Apertura Sintética (SAR por sus siglas en inglés).

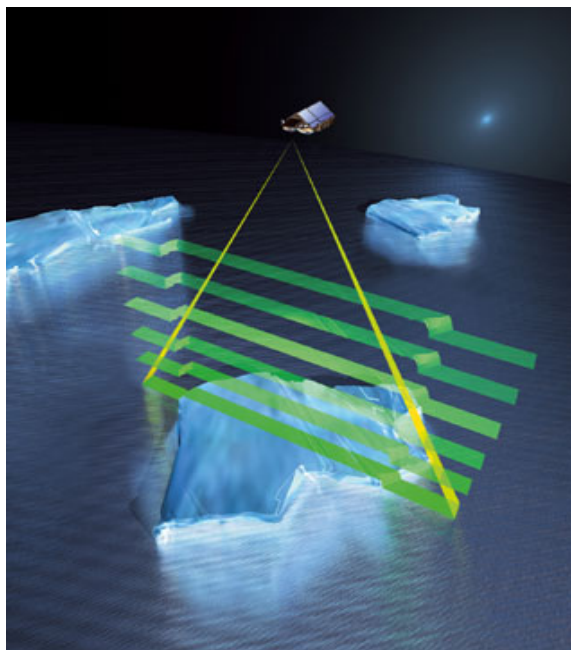


Figura 1:3 –Funcionamiento del SAR de ALOS

1.4.3 UPM SAT-1

El UPM Sat-1 es un satélite de referencia en nuestro proyecto, ya que como se ha dicho anteriormente, es un satélite con dimensiones y diseño muy similar al propuesto. Fue diseñado por la Universidad Politécnica de Madrid en los años noventa, y se lanzó a bordo de un Ariane IV-40 el 7 de julio de 1995 desde el centro espacial de la ESA en la Guayana Francesa. El satélite fue lanzado como carga de pago secundaria junto con otros microsátélites, ya que la carga de pago principal era el satélite militar Helios. Tenía un peso de 47 kg, una órbita polar heliosíncrona de 670 kilómetros de altitud y un período orbital de 98 minutos. Su vida operativa en órbita fue de 213 días.

El UPM-Sat 1 fue satélite científico de experimentación tecnológica en órbita. Sin embargo, la faceta primordial de este proyecto fue su carácter educativo. Se trataba de que alumnos y profesores de la Universidad Politécnica de Madrid aunaran esfuerzos y diseñaran, construyeran, ensayaran e integraran un modesto ingenio espacial.

Simplificando mucho el diseño estructural del UPM Sat-1, básicamente éste estaba constituido por un cubo metálico en el que se distribuyen una serie de

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

bandejas que alojan todos los subsistemas necesarios para la supervivencia del satélite. Nuestro satélite basará su diseño estructural en el del UPM Sat-1, por ser éste simple, funcional y eficaz.

2 Dimensionado Inicial

2.1 Órbita:

En el capítulo siguiente se realizará una clasificación de los diferentes tipos de órbitas así como una descripción más detallada de la órbita elegida para el satélite, que será una LEO (*Low Earth Orbit*). Los tipos de órbitas empleadas principalmente son:

2.1.1 Órbita Alta Terrestre (HEO)

Es un tipo de órbita geocéntrica cuya altitud mínima es de 35.786 km, no tiene altitud máxima.

Dentro de esta órbita cabe destacar el lanzamiento del satélite ruso Molniya (Молния) que en ruso significa “Rayo”. Fue un satélite militar de comunicaciones empleado por la ya extinta Unión Soviética (URRS). Describía una órbita homónima al satélite, ya que fue éste quien bautizó la trayectoria. Este tipo de órbita poseía una alta excentricidad (muy cercana a la unidad, es decir, muy elíptica) y como consecuencia tenía muy buena visibilidad de los polos durante la mayoría del tiempo de órbita. Este tipo de trayectoria permite una cobertura completa de los casquetes polares usando una constelación compuesta por tres satélites. La principal desventaja de esta órbita es que debe haber al menos tres estaciones de seguimiento. Esto es debido a que la distancia entre la estación y el satélite cambia continuamente (consecuencia de la alta excentricidad de la órbita) por lo que la variación entre la potencia recibida y emitida por el efecto Doppler cobra aquí un mayor protagonismo

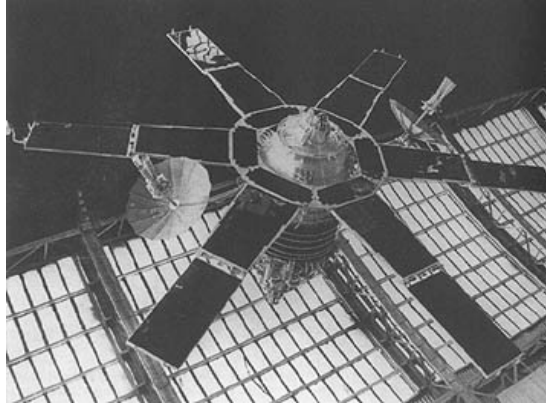


Figura 2:1 – Satélite ruso Molniya

2.1.2 Órbita Media Terrestre (MEO por sus siglas en inglés)

También denominada órbita circular intermedia (ICO, de *Intermediate Circular Orbit*), se emplea en satélites entre los 2.000 km y los 35.786 km de altitud. Para este tipo de trayectoria los períodos orbitales oscilan entre 2 y 24 horas. Estas son las órbitas en las que se están situando actualmente la constelación de satélites Galileo, el sistema de navegación por satélite europeo. También es la usada por el sistema GPS americano, el GLONASS (*Global'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema*) ruso y en satélites de comunicaciones destinados a cubrir el Polo Norte y Sur. Cabe subrayar un subtipo de órbita dentro de éstas. Las Geoestacionarias (GEO). Este tipo de órbitas son circulares, tienen una altitud de 35.786 km y su traza oscila sobre el ecuador terrestre. Su velocidad angular en módulo coincide con la de la Tierra (su período de rotación es de exactamente 24 horas). La mayoría de los satélites de comunicaciones emplean este tipo de órbita, ya que sus características son ideales para el objetivo de éstos.

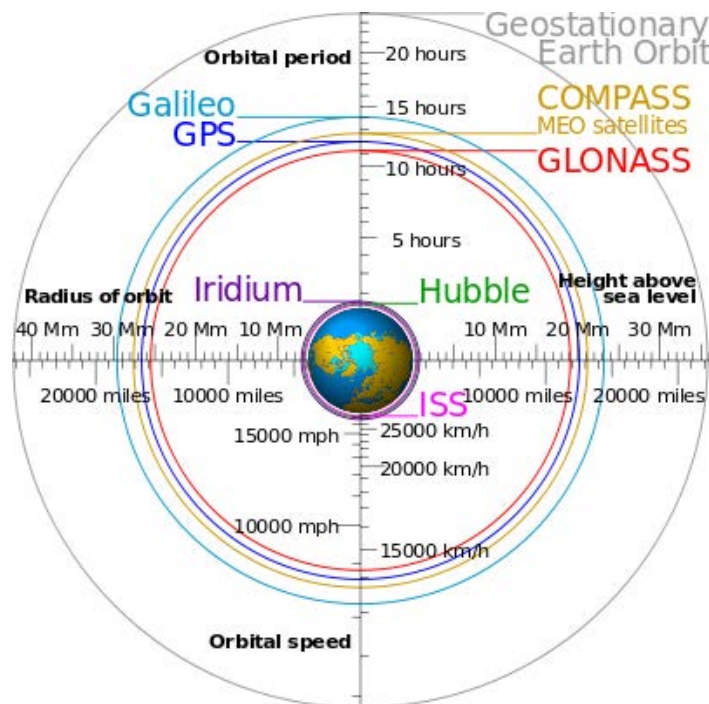


Figura 2:2 - Alturas orbitales

En la Figura 2:2 se muestra una imagen que compara las diferentes alturas orbitales de las constelaciones de satélites de posicionamiento global, así como otros ingenios famosos en el mundo de la astronáutica.

2.1.3 Órbita Baja Terrestre (LEO)

La definición más general expone que su altitud varía desde la superficie terrestre hasta los 2.000 km de altura. Sin embargo, como a menos de 200 km la presencia de la atmósfera comienza a cobrar gran protagonismo, una definición más exquisita sería desde los 200 km hasta los 2.000 km.

2.1.4 Descripción de la órbita

Tal y como se ha explicado previamente, la órbita escogida para el satélite ha sido la LEO. Dentro de éstas, de baja altitud, para poder tomar las fotografías con la suficiente definición. La órbita además será heliosíncrona (SS-O) de mediodía. Esto significa que el satélite pasará a la misma hora por el mismo sitio todos los días. Como consecuencia, la toma y evaluación de imágenes se ve muy beneficiada, ya

que disponemos de las mismas condiciones lumínicas para fotografías de distintos períodos temporales.

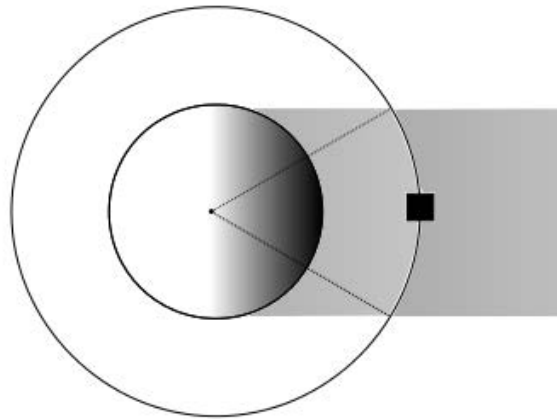


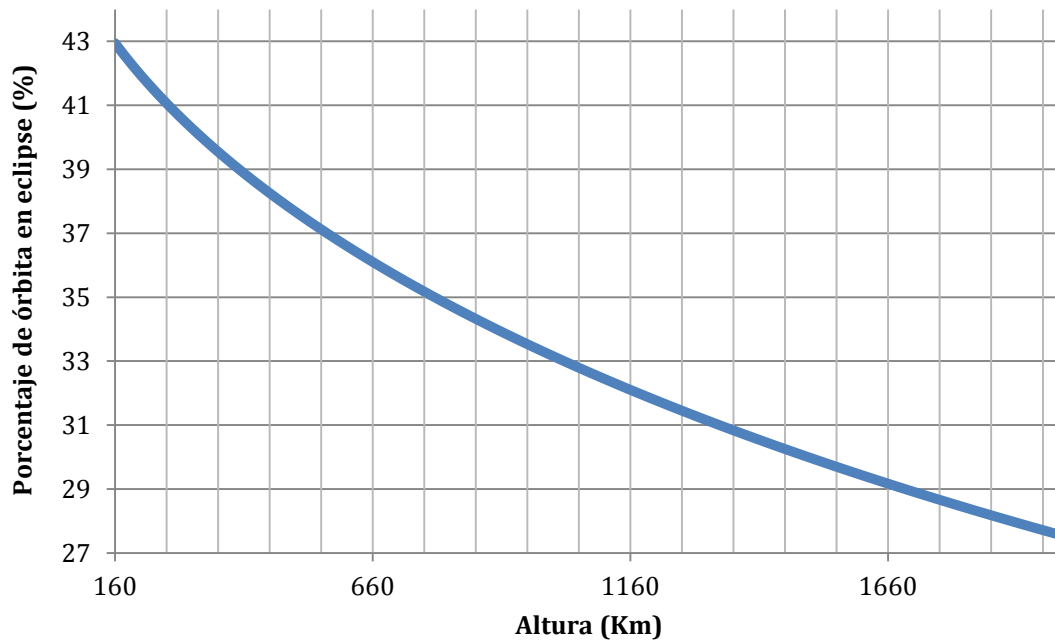
Figura 2:3 - Sombra eclipse SS-O

Sin embargo, desde el punto de vista de la potencia solar, que la órbita sea de mediodía puede suponer un inconveniente muy importante, ya que este tipo de órbita tiene una zona de eclipse muy grande, la mayor de todas las posibles, dificultando el diseño de este subsistema.

La figura siguiente pretende ser una aproximación de la órbita del satélite así como de su período de sombra.

Se han realizado cálculos para intentar estimar la proporción de la órbita en eclipse en función de la altura de la órbita LEO heliosíncrona de mediodía elegida.

Porcentaje en eclipse frente altura



Tal y como se puede apreciar en la gráfica, el porcentaje de órbita en eclipse varía bastante en función de la altura de la órbita, obteniéndose valores desde casi un cuarto de la órbita en sombra hasta algo menos de la mitad. Hay que tener muy en cuenta estos factores, ya que condicionarán por completo la misión. Por un lado, cuanto mayor sea la altura de la órbita, menor será el tiempo que esté el satélite a la sombra, por lo que dispondrá de mayor cantidad de energía. Sin embargo, al tener una altitud relativamente grande la resolución de las fotografías tomadas será menor disminuyendo así su eficacia.

Por otro lado, si la altura de la órbita del satélite es baja, las imágenes que tomará serán de mayor calidad, pero al contrario del primer caso, el satélite ahora sufrirá un mayor período de sombra, dificultando la tarea del subsistema de potencia. Otra desventaja de que la órbita sea baja es la resistencia aerodinámica que padecerá el satélite debido a la atmósfera residual existente.

De este análisis se puede extraer que será necesario obtener una solución de compromiso que no sacrifique potencia ni tampoco dificulte demasiado la

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

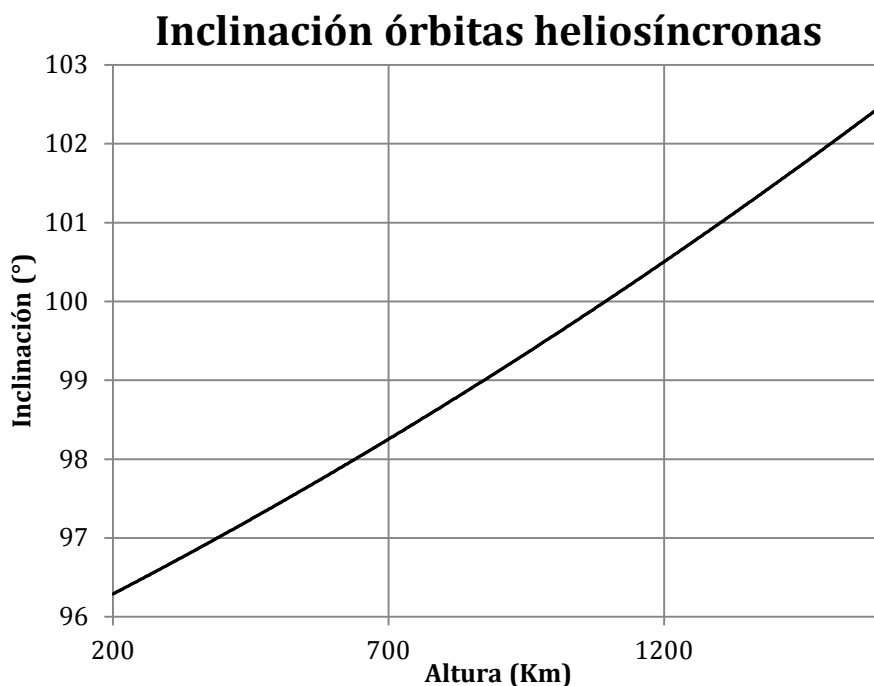
captación de fotografías. Por ello, se ha tomado como punto de equilibrio una altitud óptima de 600 km.

2.1.5 Parámetros en órbitas

Para poder realizar un correcto y completo análisis de la mecánica orbital del satélite, es necesario definir previamente los siguientes parámetros:

- **Argumento del perigeo (ω):** es el ángulo geocéntrico formado entre el nodo ascendente y el perigeo. Debido a que la órbita descrita por el satélite propuesto es una circunferencia, este parámetro carece de interés para el estudio orbital.
- **Semieje mayor (a):** la mitad de la mayor de las dimensiones de una elipse. En nuestro caso la órbita descrita será circular por lo tanto el radio del apogeo y del perigeo tendrán el mismo valor.
- **Inclinación (i):** se define como el ángulo de referencia de la órbita con respecto a la elíptica.

A continuación se presenta una gráfica que define la inclinación de las órbitas heliosíncronas en función de la altura de ellas.



Como se puede apreciar en la representación², a medida que aumentamos la altura de la órbita unas decenas de kilómetros, si queremos seguir teniendo una órbita heliosíncrona, es necesario aumentar también la inclinación de ésta unos minutos. Como consecuencia, tendremos una órbita más alejada de los polos.

Al tener una altura baja (en torno 200-300 km) obtenemos una inclinación de unos $96^{\circ}30'$ y como consecuencia una órbita muy cercana a la polar.

De esto se desprende que la intersección del plano de la órbita del satélite con la superficie terrestre tendrá tramos dentro de los círculos polares, haciendo así posible la captación correcta de imágenes en estas zonas.

- **Tiempo de paso por el perigeo (T):** se define como el tiempo transcurrido entre el paso por el nodo ascendente y el perigeo. Al igual que el argumento del perihelio este parámetro resulta de poca importancia debido a que la órbita descrita por el satélite es circular.
- **Nodo ascendente (\mathcal{A}):** Se define como el punto de la órbita del satélite que interseca el plano ecuatorial de la Tierra cuando el satélite se mueve de hemisferio sur a norte.
- **Nodo descendente (\mathcal{D}):** Es el punto de la órbita del satélite que interseca al plano ecuatorial de la Tierra cuando el satélite se mueve de hemisferio norte a sur.
- **Longitud del nodo ascendente (Ω):** Ángulo comprendido entre la dirección de referencia (normalmente el equinoccio vernal) y el nodo ascendente medido en el plano de referencia (normalmente el ecuatorial o el de la eclíptica) en sentido directo.

² Gráfica obtenida de ÉLICES CONCHA, T. (1991). *Introducción a la Dinámica Espacial*. Madrid: INTA.

La siguiente figura muestra algunos de los parámetros mentados previamente:

En la figura se muestra un sistema con el Sol en el centro. En nuestro caso en el centro estará la Tierra y el plano de referencia no será el de la eclíptica sino el del ecuador terrestre.

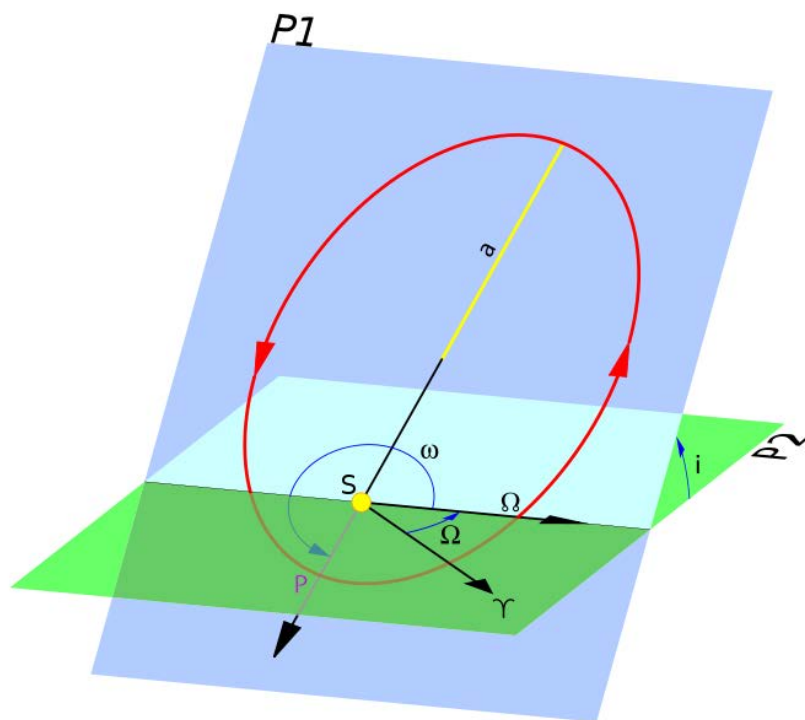


Figura 2:4 – Parámetros orbitales

Tabla 1 - Parámetros orbitales

Leyenda	
$P2$	Plano de la eclíptica
\mathcal{V}	Dirección de referencia (equinoccio vernal)
S	Sol
$P1$	Plano de la órbita
a	Semieje mayor
\oslash	Nodo ascendente
Ω	Longitud del nodo

	ascendente
i	Inclinación de la órbita
P	Perihelio
ω	Argumento de periapsis

En el caso de que estemos tratando de un sistema planeta-satélite el plano de referencia sería el del ecuador del planeta. Sin embargo, si estamos estudiando el movimiento de un cuerpo alrededor del Sol, nuestro plano de referencia sería la eclíptica (plano en el que está contenida la órbita de la Tierra alrededor del Sol). También cambiarían los términos empleados, llamaremos apogeo al punto de la órbita elíptica en el que el cuerpo se encuentra lo más alejado del objeto que está orbitando si la Tierra es la que está en uno de los focos de la elipse, apohelio si es el Sol el que ocupa un foco, y apoastro (o apoapsis) para referirnos a cualquier cuerpo en general. En el caso del perigeo sucede exactamente lo mismo siendo perihelio, periastro y periapsis las denominaciones empleadas.

2.1.6 Orbitron:

Se ha realizado una representación de la traza del satélite mediante el uso de la herramienta informática Orbitron. A continuación se procederá a una breve descripción del programa así como la metodología seguida para realizar tal tarea.

Orbitron [5] es un software de seguimiento de satélites artificiales creado por Sebastian Stoff en el año 2001. Desde entonces ha sufrido numerosas modificaciones y actualizaciones, quedándose parado su desarrollo en 2005 por falta de tiempo del autor. Es programa de código abierto, es decir, cualquier interesado puede modificarlo y adaptarlo a sus necesidades (si tiene los suficientes conocimientos en informática y programación). Tiene bastante éxito dentro de los radioaficionados así como algunos ingenieros del sector espacial. Sin embargo y por desgracia solo está disponible para el sistema operativo de Microsoft, dejando al resto algo abandonados (Mac OS X, Ubuntu, y demás sistemas basados en Linux).

Para comenzar la simulación de la traza, fue necesario introducir los parámetros de la órbita del satélite en el programa. Para ello utilizamos el formato TLE (Two-line Element Set). TLE [6] es un formato de datos empleado frecuentemente a la hora de organizar y gestionar los datos de las órbitas de los satélites. Gracias estos datos nuestro software (en este caso Orbitron) se encarga de interpretarlos y ofrecernos una simulación de la órbita y posición del satélite en un determinado período de tiempo. El TLE puede usarse con los distintos tipos de modelos de perturbaciones orbitales que hay (SGP4, SGP8, SDP4, SDP8), aunque para el caso de estudio se empleó el SGP4 (viene por defecto en Orbitron). Estos modelos de perturbaciones se emplean para determinar la posición y velocidad del satélite con una mayor precisión, corrigiendo así las suposiciones ideales de la teoría Kepleriana. Algunos de los factores que tiene en cuenta son: perturbaciones gravitatorias (ya que la tierra no es completamente esférica ni tampoco tiene densidad homogénea), arrastre debido a la resistencia aerodinámica (en órbitas tan bajas la atmósfera es un factor muy a tener en cuenta), etc...

En los TLEs se definen seis parámetros para especificar las coordenadas inerciales de un satélite en el instante t . Estos son [7]:

- 1) Excentricidad (e)
- 2) Semieje mayor (a)
- 3) Ascensión recta del nodo ascendente (Ω)
- 4) Inclinação del plano orbital (i)
- 5) Argumento del perigeo (ω)
- 6) Tiempo de paso por el perigeo (tp)

El formato TLE consiste en dos líneas de 69 caracteres. Los únicos caracteres válidos en este formato son: Números del 0 al 9 (Columnas N), letras mayúsculas de la A a la Z (columnas A), puntos y espacios en blanco y signos más (+) y menos (-). La columna C indica el carácter de los datos: U (unclassified) o S (secret). A continuación se presenta el formato genérico de un TLE:

```
AAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAA
1 NNNNNU NNNNNAAA NNNNN.NNNNNNNN +.NNNNNNNN +NNNNN-N +NNNNN-N N NNNNN
2 NNNNN NNN.NNNN NNN.NNNN NNNNNNN NNN.NNNN NNN.NNNN NN.NNNNNNNNNNNNNNN
```

La primera fila consiste en un espacio de 24 caracteres de longitud en donde se debe poner el nombre del satélite. Las otras dos filas restantes contienen todos los parámetros orbitales que definen la trayectoria elíptica del satélite, junto con otra información relevante para la correcta identificación del mismo. En el cuadro presentado se pueden apreciar qué parámetros son y en qué orden se disponen con el ejemplo del módulo ZARYA de la ISS (el primero que se lanzó de la Estación Espacial Internacional):

Tabla 2 - TLE Fila 0

Line 0		
Columns	Example	Description
1-24	ISS (ZARYA)	The common name for the object based on information from the SatCat.

Tabla 3 - TLE Fila 1

Line 1		
Columns	Example	Description
1	1	Line Number
3-7	25544	SatelliteCatalogNumber
8	U	ElsetClassification
10-17	98067A	InternationalDesignator
19-32	423.656.031.392	Element Set Epoch (UTC)
34-43	.00020137	1st Derivative of the Mean Motion with respect to Time
45-52	00000-0	2nd Derivative of the Mean Motion with respect to Time (decimal point assumed)
54-61	16538-3	B* DragTerm
63	0	Element Set Type
65-68	513	ElementNumber
69	5	Checksum

Tabla 4 - TLE Fila 2

Line 2		
Columns	Example	Description
1	2	Line Number
3-7	25544	SatelliteCatalogNumber
9-16	516.335	OrbitInclination (degrees)
18-25	3.447.760	Right Ascension of Ascending Node (degrees)
27-33	7976	Eccentricity (decimal point assumed)
35-42	1.262.523	Argument of Perigee (degrees)
44-51	3.259.359	Mean Anomaly (degrees)
53-63	1.570.406.856	Mean Motion (revolutions/day)
64-68	32890	RevolutionNumber at Epoch
69	3	Checksum

Para poder obtener el TLE de Gaia, se realizó una búsqueda de TLEs de satélites similares (dotando de especial protagonismo al del UpmSat-1). Para ello se accedió a la base de datos de TLEs del NORAD (North American Aerospace Defense Command)[8]. De allí se obtuvieron los datos de la órbita del UPM-SAT1 (Denominado por ellos como UPM/LBSAT1) y se adaptaron los parámetros en función de las diferencias con Gaia.

Un ejemplo de esto es el término “*B-StarDrag*” un parámetro encargado de corregir la órbita agregándole las modificaciones necesarias por los efectos de la atmósfera en la órbita. A la hora de la determinación de este parámetro influyen otros como el coeficiente balístico del objeto y la altitud de la órbita. Como la geometría de Gaia es muy similar a la del UPMSAT1, se decidió que el parámetro sería prácticamente el mismo ya que las perturbaciones aerodinámicas serían muy similares.

Otro parámetro importante es la *checksum* o suma de verificación, que consiste en la suma individual de cada uno de los números de la misma fila, independientemente del bloque al que pertenezcan y contando los “-” como 1. El resultado se transforma a módulo 10 y se escribe

Por Ejemplo, la *checksum* de “2 -120 .123” sería $2+1+1+2+1+2+3=12$, por lo que se pondría un 2 en la casilla correspondiente.

Es un parámetro útil a la hora de verificar los datos y su objetivo principal es detectar cambios accidentales en una secuencia de datos para proteger su integridad verificando que no haya discrepancias. En el caso de que se haga la *checksum* de una forma incorrecta, el programa no representará la traza ni ofrecerá información del satélite, ya que entiende que hay un error en los datos de partida.

En cuanto a los primeros parámetros de la fila 1 (correspondientes a la denominación del satélite en función de distintos criterios) se les asignó el valor cero. En lo que respecta a los relacionados con la fecha de lanzamiento, se decidieron como día, mes y año de lanzamiento hipotéticos el 1 de enero del 2012,

ya que éstos datos solo influyen a la hora de calcular dónde estará el satélite en una cierta fecha (cosa irrelevante en un diseño preliminar).

A continuación se presentan las simulaciones obtenidas de la traza del satélite así como algunas vistas 3D de la órbita del satélite. Se han representado tanto la traza actual del satélite, como las inmediatamente anteriores y posteriores.

En la primera imagen se puede apreciar al satélite Gaia en su paso por La Antártida. Cabe destacar la deformación que sufre el cono de comunicaciones en su paso por el Polo Sur como consecuencia de la representación del geoide terrestre en la Proyección de Mercator [9]. En la siguiente imagen se puede apreciar al satélite en su paso sobre Madrid. Esta vez el cono de comunicaciones no está tan deformado.

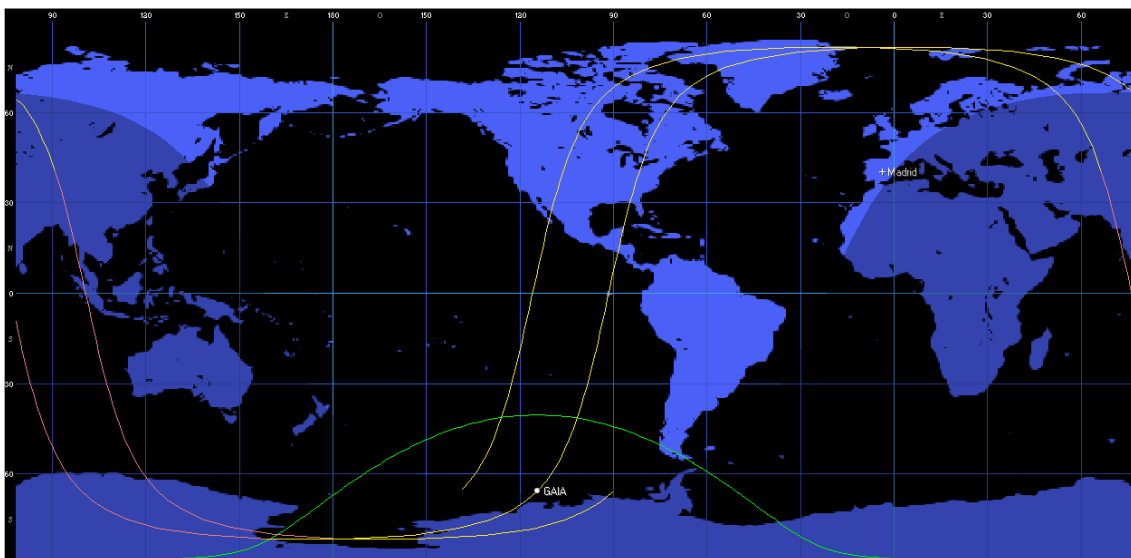


Figura 2:5 –Paso de Gaia por la Antártida

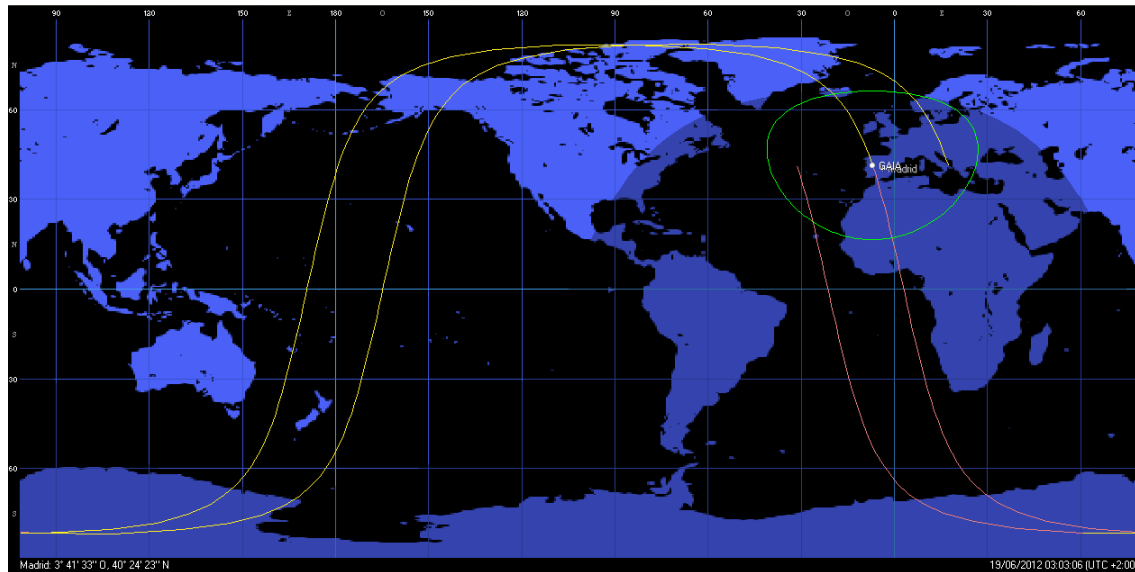


Figura 2:6 – Paso de Gaia sobre Madrid

Para terminar se ha representado el paso de Gaia sobre el Círculo Polar Ártico. Cabe destacar la deformación del cono en su representación sobre el plano, que en este caso es máxima.

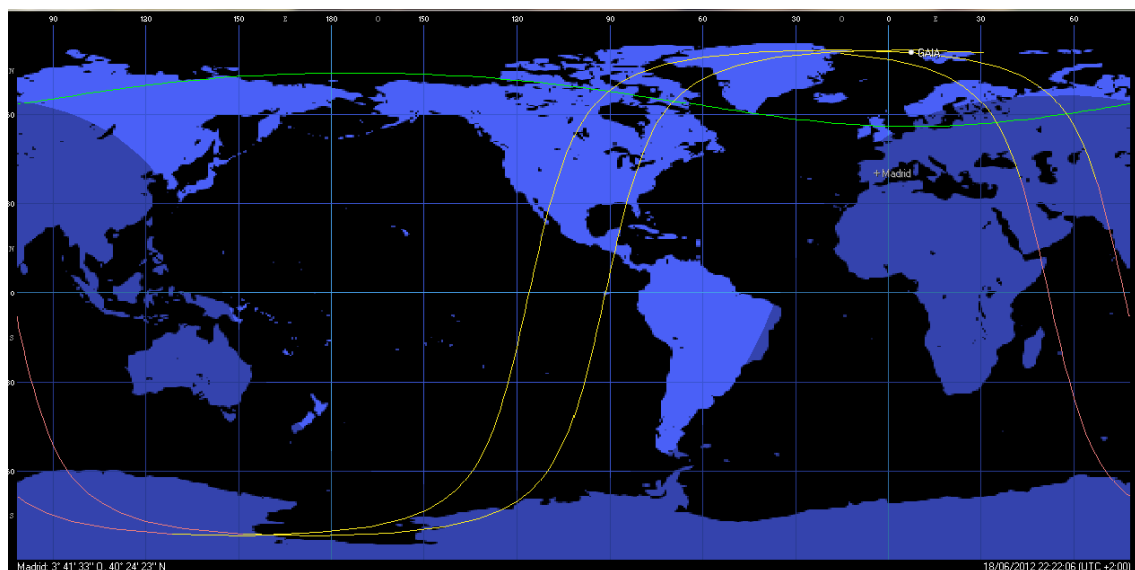


Figura 2:7 – Paso de Gaia sobre el Círculo Polar Ártico

Con el objetivo de aportar una visión más global al lector sobre el software Orbitron, se ha realizado una captura de pantalla del programa en sí, con sus barras de herramientas y pestañas de ayuda.

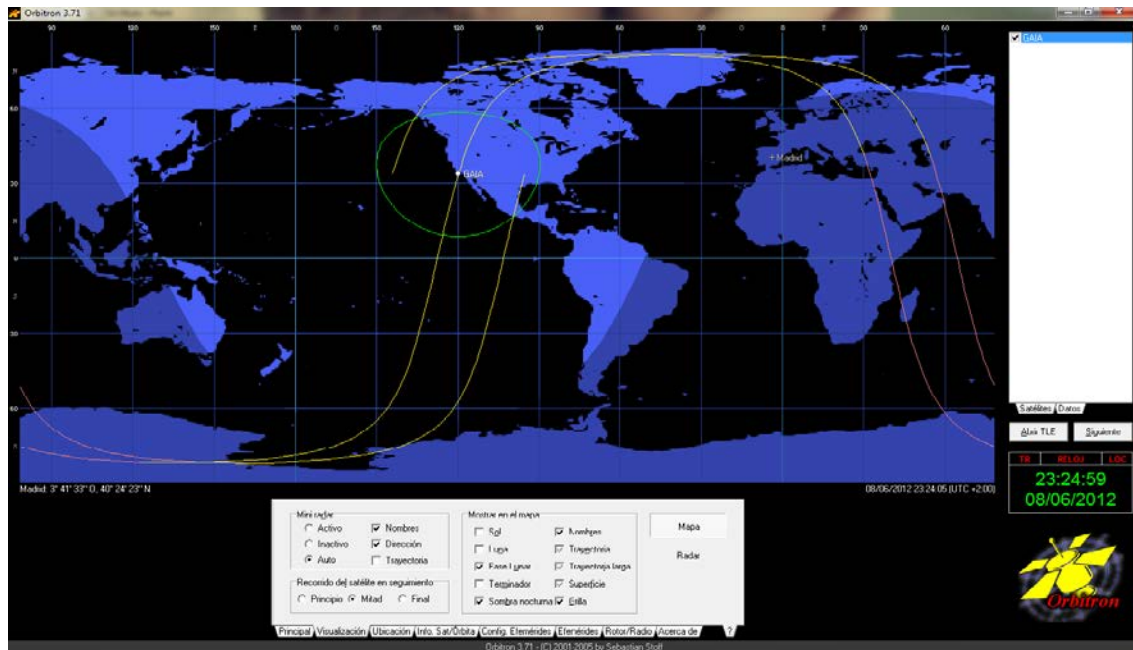


Figura 2:8 – Captura de pantalla Orbitron

Como se puede apreciar, la representación de la traza es altamente personalizable, pudiendo decir al programa que nos represente una, dos, o tres trazas simultáneas, así como las zonas de la Tierra que estén de noche, de día, dónde los rayos del sol inciden casi perpendicularmente a la superficie (mediodía), etc...

El programa es capaz de representar y realizar el seguimiento de tantos satélites como el usuario desee, siempre y cuando introduzca sus TLEs.

A continuación y mediante el uso de la herramienta Visual SAT-FlareTracker [10], un software similar a Orbitron pero con representación tridimensional, se ha realizado una representación (más intuitiva y visual) de una órbita heliosíncrona genérica sobre la Tierra. Para ello se ha procedido con un método idéntico que con Orbitron (adaptándolo a la nueva herramienta). Pero básicamente, una vez obtenido el TLE del satélite, la representación es muy simple.

En la siguiente imagen se puede apreciar el geoide terrestre con la órbita de un satélite en color rojo.



Figura 2:9 – Geoide terrestre mostrado por Visual SAT Flare Tracker

Las siguientes tres figuras están desfasadas entre sí una hora, y gracias a ello se puede apreciar de una manera visual el comportamiento previamente explicado de las órbitas heliosíncronas.

La primera se trata de la órbita y posición del satélite a las 10:51 de la mañana:



Figura 2:10 – Comportamiento satélite helisíncrono a las 10:51

La segunda se trata del plano de la órbita una hora más tarde, a las 11:51 de la mañana:

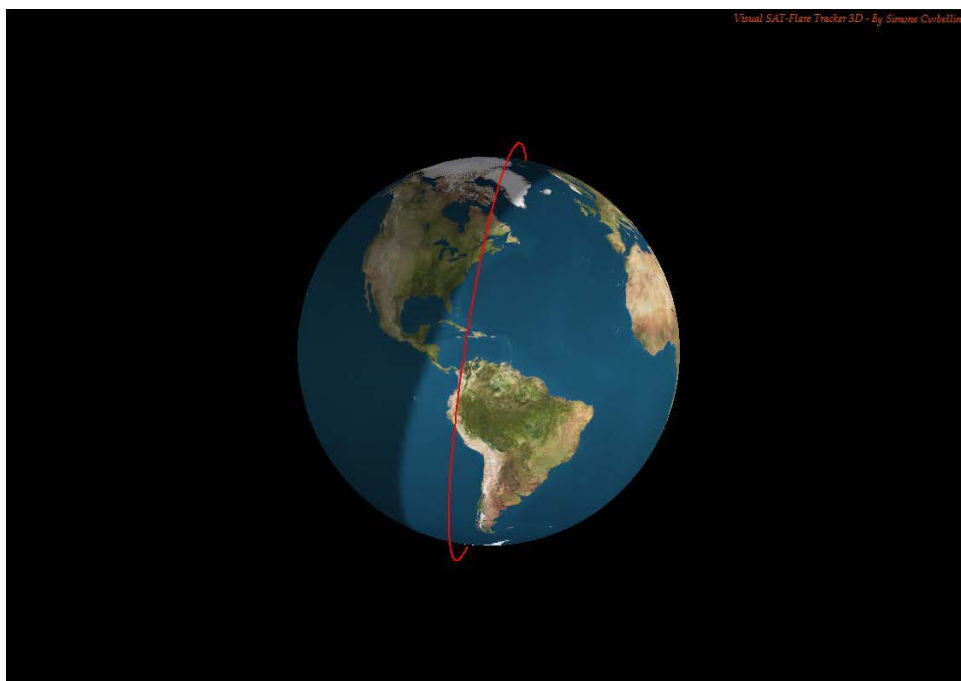


Figura 2:11 – Comportamiento satélite heliosíncrono a las 11:51

Y la tercera imagen se corresponde con las 12:51 del mediodía:

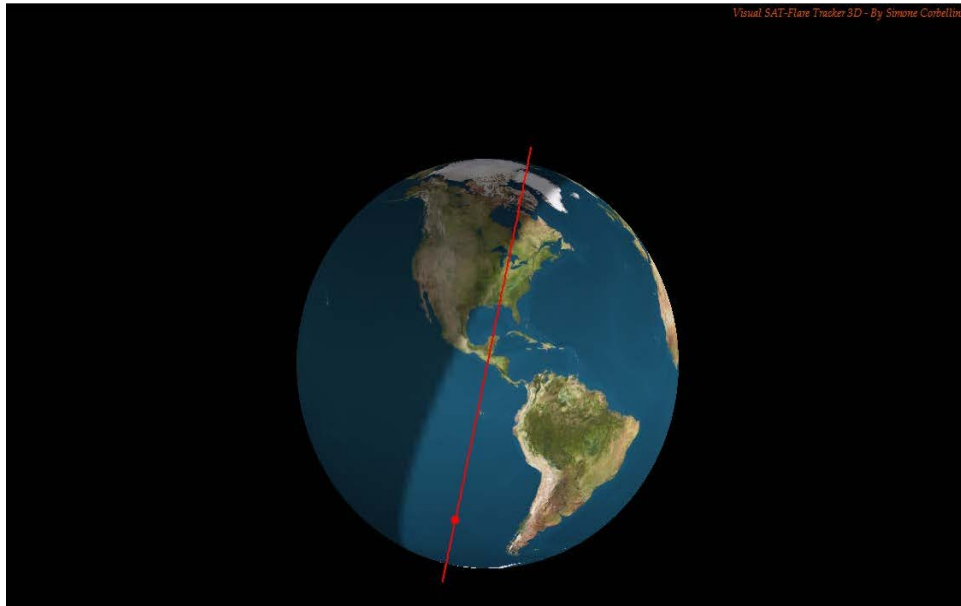


Figura 2:12 – Comportamiento satélite heliosíncrono a las 12:51

Como se puede apreciar en las imágenes anteriores, el satélite va barriendo la superficie terrestre (en este caso parte de América del Sur y del Océano Pacífico) de tal modo que cuando vuelva a pasar una zona que ya ha barrido, lo hará a la misma hora y con las mismas condiciones de iluminación. En el caso de Gaia, como la órbita además de heliosíncrona es de mediodía, el paso por encima de todos los puntos de la órbita se producirá al mediodía local

Para terminar, se muestra una imagen de la ventana del programa. En ella se puede apreciar las diferentes funciones del mismo.

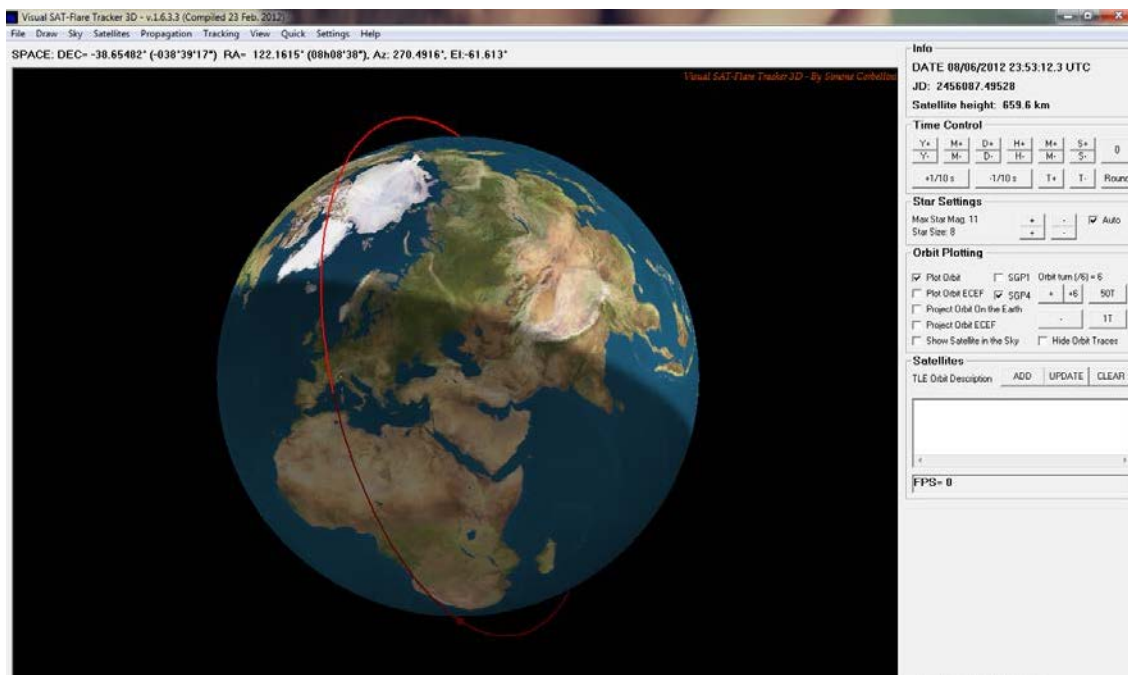


Figura 2:13 – Entorno de trabajo de Visual SAT Flare Tracker

2.1.7 Otros parámetros de la órbita

A continuación se pretende estimar el resto de parámetros orbitales del satélite. Para ello se supone una altura de la órbita de 600 km. Consecuentemente obtenemos de la gráfica del apartado 2.1.3 la inclinación de la órbita heliosíncrona de mediodía, y esta vale aproximadamente $97,8^\circ$.

Con la altura también podemos determinar el porcentaje de la órbita que está en eclipse. Con la gráfica del apartado 2.1.2 obtenemos que aproximadamente un 36% del tiempo que tarda en dar una vuelta el satélite a la Tierra éste estará en eclipse. Este porcentaje se tendrá en cuenta a la hora de estimar el tiempo en eclipse para posteriormente realizar los cálculos de potencia.

El siguiente paso a realizar es estimar la velocidad orbital (idealmente constante por ser una órbita circular) del satélite. Para ello acudimos a las fórmulas de la mecánica orbital[11]. Para una órbita circular tenemos:

$$u = \sqrt{\frac{\mu}{R}} \quad (1)$$

Donde $\mu = GM$ es el parámetro de gravitación y es un valor que para un cuerpo central dado es constante. Para el caso de la Tierra su valor es $3,986 \cdot 10^{14} [\frac{m^3}{s^2}]$. Y R es el radio de la órbita, que consiste en la suma del de la Tierra (6370 km) mas la altura de la órbita (600 km).

Operando, se obtiene una velocidad de 7562,271 m/s.

Ahora que se tiene la velocidad de la órbita, se pasa a calcular el período de esta. Es decir, cuánto tiempo tarda en dar una vuelta completa a la tierra.

Aplicando la Segunda Ley de Kepler particularizada a una órbita circular y despejando de ésta el período se consigue:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{R^3}{\mu}} = 96,52 \text{ minutos} \quad (2)$$

El satélite tarda 1,61 horas aproximadamente en dar una vuelta completa a la Tierra. Realizando un simple producto se calcula que Gaia da 14,92 vueltas a la tierra cada 24 horas. Sin embargo, al ser este un prediseño del satélite y no requerir una precisión máxima, se supondrá que da 15 vueltas a la Tierra cada 24 horas para simplificar cálculos.

2.1.8 Ventanas de Lanzamiento

Todos los lanzamientos de ingenios espaciales están sometidos a condicionamientos que limitan las oportunidades de lanzamiento. Las restricciones derivan tanto de los propios requerimientos científicos de la misión como de cuestiones técnicas asociadas (por ejemplo la iluminación por el sol, campo de visión de sensores estelares, visibilidad desde ciertas estaciones, excesiva densidad de nubes en la zona de lanzamiento, etc...) o incluso restricciones legales (como presiones internacionales, etc...). No siempre es posible

satisfacer todas estas condiciones de lanzamiento y se impone un compromiso entre ellas.

Se define la ventana de lanzamiento para una misión dada como las oportunidades de lanzamiento que satisfacen las restricciones impuestas a esa misión, en función de la hora del día (UT³) y del día del año.

³ UT es el tiempo de la zona horaria de referencia respecto a la cual se calculan todas las otras zonas del mundo (Greenwich).

2.2 Lanzamiento

En el apartado a continuación se realiza un estudio del lanzador empleado para poner en órbita al satélite así como la ubicación geográfica del lanzamiento, justificando previamente los motivos por los cuales se han tomado esas decisiones.

2.2.1 Lanzador

El vehículo lanzador escogido para el proyecto ha sido un Ariane 5 ya que éste satisface de manera óptima los modestos requerimientos exigidos por el satélite.

El Ariane 5 realizó su primer lanzamiento exitoso el 30 de octubre de 1997, sin embargo, su primer vuelo operacional se llevó a cabo en Diciembre de 1999 cuando lanzó el satélite de la ESA XMM (X-rayMultiMirror). Desde entonces, el Ariane 5 ha lanzado multitud de satélites de comunicaciones, de observación terrestre e investigación científica. El principal éxito de este lanzador es debido a su gran flexibilidad, en el sentido de que tiene la capacidad de poner en satélites en órbitas geoestacionarias de transferencia, MEO, LEO, y heliosíncrona.

Al ser el Ariane 5 propiedad de la Agencia Espacial Europea (ESA) las transacciones y tramitaciones burocráticas necesarias para efectuar el lanzamiento se ven simplificadas ya que España forma parte de la agencia. Además, el Ariane 5 es una lanzadera de nueva generación capaz de poner en órbita a satélites con una alta fiabilidad, y un coste comparativamente más barato que si se lanzara con el Ariane 4.

Dentro de los múltiples sistemas a bordo de este lanzador cabe destacar la ASAP (*Ariane Structure for Auxiliary Payloads*), es una estructura encargada del despliegue en órbita de microsátélites. Ésta estructura se acopla encima del módulo Sylda 5 (el encargado de poner en órbita satélites pesados)

Si la ASAP se acopla al lanzador como carga de pago principal puede lanzar hasta 4 satélites de 300 kg o dos de 300 y 4 de 120 kg.

Del “*Ariane 5 user’s manual*” se han obtenido los requerimientos de fuerzas de inercia que sufrirá la carga de pago y que por tanto deberá ser capaz de soportar.

- Aceleración longitudinal 4,55g
- Aceleración Lateral 0,25g

En un lanzamiento, además de las denominadas fuerzas g, el satélite deberá soportar fuertes vibraciones. Según nos proporciona el manual:

Tabla 5 - Valores aceptables de fuerzas de inercia

	Rango de frecuencias (Hz)	Nivel de calificación	Nivel de aceptación
Eje longitudinal	2-5	12,4mm	9,9mm
	5-50	1,25g	1g
	50-100	1g	0,8g
Eje lateral	02-5	9,9mm	8mm
	5-25	1g	0,8g
	25-100	0,8g	0,6g
Tasa de barrido (sweep rate)	N/A	40Oct/min	40Oct/min

Breve historia del lanzador:

La decisión de desarrollar y crear un nuevo lanzador de gran capacidad de carga fue tomada por ministros miembros de los países que constituían la Agencia Espacial Europea en el año 1987. Fue tomada en una reunión en La Haya. El objetivo de este lanzador era incrementar la competitividad internacional de Europa en la industria espacial. Su alto rendimiento y gran fiabilidad hacen del Ariane 5 un lanzador técnicamente superior a sus predecesores. La configuración de éste se puede resumir principalmente en una sección idéntica inferior para

todos los lanzamientos y una superior variable en función de los requerimientos de la misión.

El sistema de propulsión del Ariane 5 es único. Consiste en una etapa principal criogénica, alimentada por un único motor (Vulcain) que suministra un empuje de aproximadamente 1000 Toneladas-fuerza (Sistema Técnico). El despegue se garantiza mediante dos grandes propulsores sólidos que proporcionan individualmente un empuje de 640 Toneladas-fuerza.

En la Figura 2:14 se muestra una imagen en la que se pueden apreciar los diferentes lanzadores de la familia Ariane.

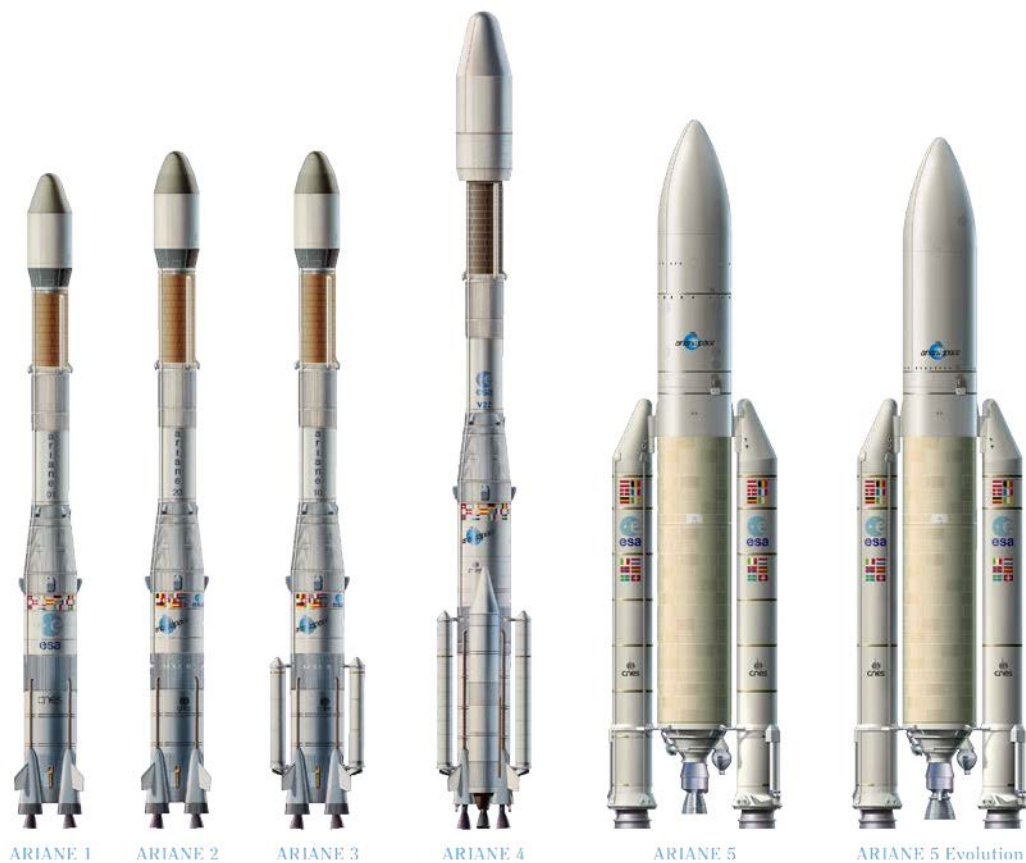


Figura 2:14 – Familia Ariane

En la siguiente imagen se ha realizado una explosión del Ariane para facilitar al lector la comprensión de la geometría del mismo.

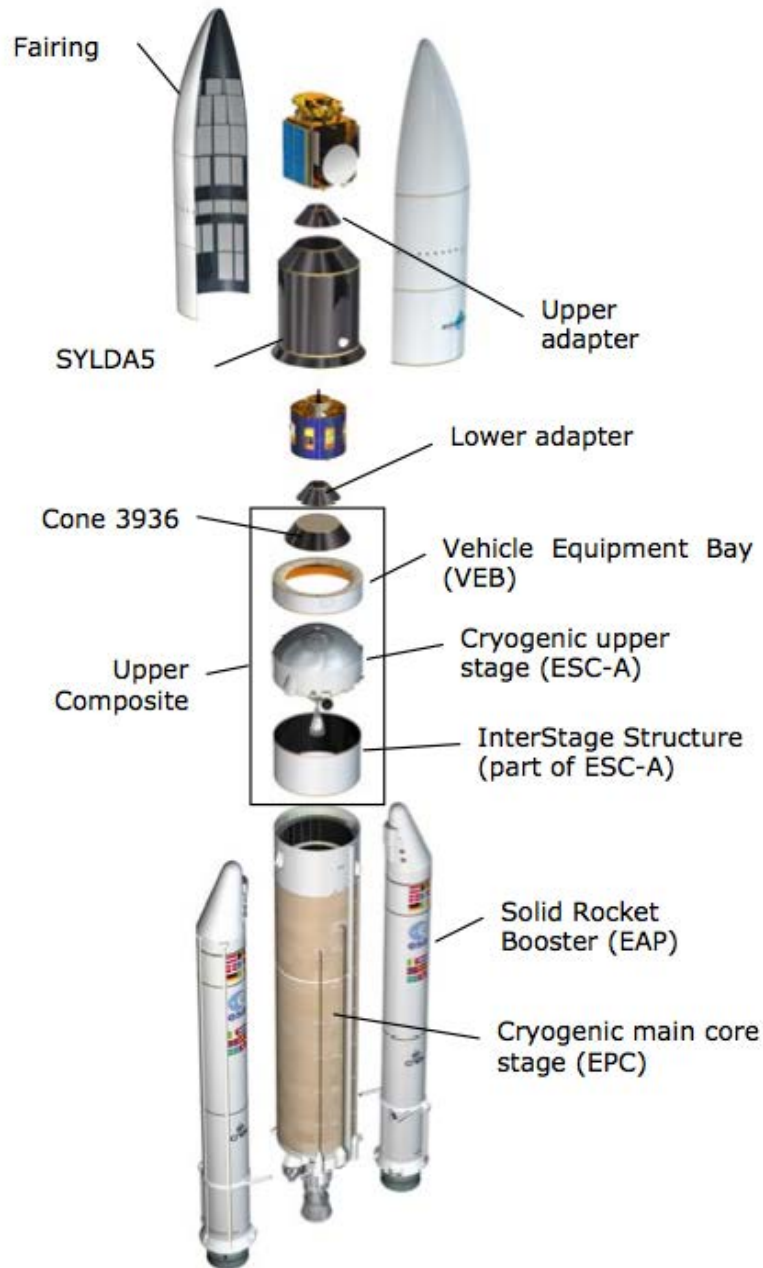


Figura 2:15 - Despiece del lanzador Ariane 5

2.2.2 Base de Lanzamiento

La Agencia Espacial Europea lleva a cabo sus lanzamientos principalmente desde el centro espacial de la Guayana (CEG), ubicado en la Guyana Francesa.

Los motivos por los que se eligió esta ubicaciónal estar cerca de la costa y situado en una zona selvática (el 90% del territorio del alrededor está deshabitado), en caso de fallo catastrófico la explosión de un cohete no produciría ningún daño significativo. Otro ventaja del CEG frente a otros centros espaciales es que, al tener una latitud muy pequeña (unos 5°), se realiza un gran aprovechamiento de la velocidad de rotación de la Tierra a la hora de poner en órbita satélites.

El CEG se encuentra cerca del pueblo de Korou. Está ubicada en la latitud $5^{\circ} 3'$ norte, a unos 500 km del ecuador.

2.3 Control de actitud

2.3.1 Introducción:

En este capítulo se desarrollará de manera breve y simplificada el dimensionado y la definición del subsistema de Determinación y Control de Actitud, en inglés ADCS (*Attitude Determination and Control System*), que será el encargado de orientar espacialmente al satélite en función de los requerimientos de la carga de pago, los de los subsistemas de potencia y comunicaciones, así como para mantener al equipo sensible lejos de la radiación solar.

El ADCS tiene dos funciones básicas. Por un lado, es el encargado de determinar la actitud actual o instantánea, a partir de las medidas de los sensores y el conocimiento de actitud previo (la información de la orientación del satélite será proporcionada por acelerómetros y giróscopos a bordo de éste). Por otro lado, el ADCS también se encarga de emplear los actuadores disponibles para estabilizar la actitud y corregir posibles desviaciones respecto a la orientación planificada. También es el encargado de generar maniobras de actitud, es decir, pasar de una actitud inicial a una final deseada (por ejemplo la necesaria para realizar las comunicaciones de la manera óptima). E incluso se encarga de seguir un objetivo. Sin embargo, el satélite propuesto debido a su simplicidad carecerá de esta última función. Por todo lo que se ha dicho el ADCS es uno de los subsistemas del satélite que mayor importancia tiene. Para poder realizar todas estas tareas, son necesarios numerosos dispositivos que faciliten el trabajo al subsistema.

2.3.2 Sensores

Como se ha definido previamente, la función principal de los sensores es proporcionar, mediante diferentes métodos en función de su naturaleza, la medida de la actitud del ingenio espacial.

Para controlar la actitud de un satélite, es necesario establecer un marco o sistema de referencia. Normalmente se emplea un sistema de referencia estelar (orientándose el vehículo por la radiación electromagnética emitida por las estrellas y reflejada por otros cuerpos celestes). Desde los comienzos de la Era Espacial, se han empleado distintos dispositivos con diferentes funcionamientos físicos, tales como sensores estelares, sensores de Sol, magnetómetros, escáneres horizontales, y cámaras estelares de un ancho campo de visión (FOV por sus siglas en inglés).

Un elemento fundamental dentro de cualquier ADCS es el giróscopo. Generalmente cualquier vehículo espacial está dotado de al menos uno, ya que son bastante útiles a la hora de proporcionar datos de alabeo, cabeceo y guiñada del satélite. Dentro de éstos, cabe destacar su rápida mejora en función del tiempo, ya que han disminuido considerablemente su masa conservando las mismas (o mejores prestaciones).

En la Figura 2:16 se muestra la disminución de masa de los distintos tipos de giróscopos en función del tiempo:

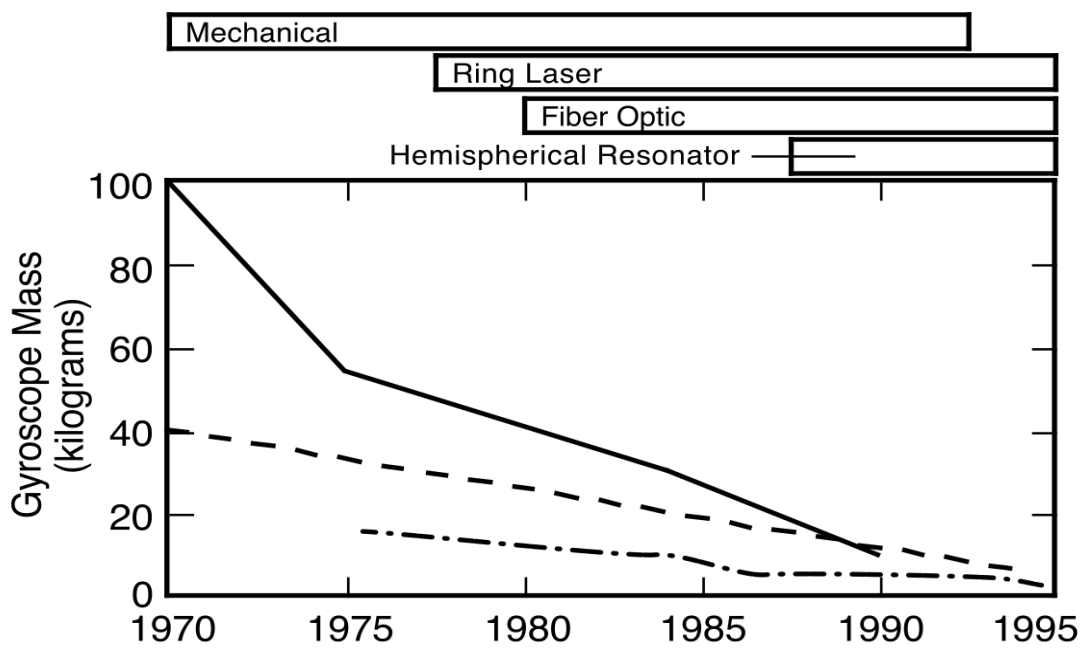


Figura 2:16 – Disminución de masa de giroscopos en función del tiempo

A continuación se muestra una clasificación de los sensores en función de su principio físico en el que están basados:

- **Ópticos:** se orientan en función de la radiación electromagnética emitida por un cuerpo celeste.
- **Mecánicos (giróscopos y acelerómetros):** Miden la velocidad angular del satélite respecto a un sistema de referencia inercial
- **Magnéticos:** Miden el campo magnético de un cuerpo celeste. Debido a la baja intensidad de éstos, solo es posible emplearlos en los alrededores de cuerpos cuyo campo magnético sea lo suficientemente grande.

2.3.3 Actuadores

Los actuadores son los encargados de realizar un cambio de orientación. Sensores y actuadores están muy relacionados ya que los segundos se basan en la información proporcionada por los primeros para funcionar. Para modificar la

orientación del satélite es necesario realizar un par o momento sobre éste de tal modo que, pasado un tiempo, la actitud del satélite sea la correcta.

El satélite propuesto estará sometido a numerosas fuerzas y momentos perturbadores (como por ejemplo el creado por la resistencia aerodinámica de éste con las capas altas de la atmósfera, pares magnéticos, gradiente gravitatorio...), o internos del ingenio, como pueden ser las perturbaciones generadas por los distintos mecanismos en rotación que pueda tener el satélite. Por todo esto, se concluye que, sin el correspondiente sistema de actitud, provocarían una desestabilización del mismo.

Los impulsos que requieren los cambios de actitud suelen ser muy pequeños, del orden de 1N para satélites de tamaño pequeño-medio. Por supuesto, estos son valores aproximados que variarán según las Leyes de la Mecánica Clásica de Newton en función de la masa que queramos orientar.

Los actuadores se pueden clasificar en dos grandes tipos:

- **Intercambio de momento cinético:** consiste en intercambiar momento cinético entre las distintas partes del vehículo. Para ello se emplean ruedas de reacción o volantes de inercia.
- **Impulsores:** Consiste en la aplicación de un par o momento respecto al centro de masas del vehículo mediante la acción de impulsores (thrusters). Normalmente estos impulsores funcionan con propulsión fluidodinámica, es decir aceleran un fluido mediante diferentes métodos con el fin de obtener un empuje y consecuentemente un momento respecto al centro de masas del ingenio espacial. Para conseguir un momento pero no una fuerza se emplean distintos propulsores que generan empujes opuestos pero un momento común.

Tanto sensores como actuadores se pueden clasificar también en función de la potencia requerida. Los sistemas de control de actitud pasivos son los que no

necesitan energía eléctrica para su funcionamiento, y los activos son los que requieren presupuesto de potencia.

2.3.4 Selección

Después de haber realizado un análisis de todas las posibles opciones, se ha decidido que el ADCS de Gaia será activo, en concreto serán un conjunto de tres ruedas de reacción, cada una de ellas posicionada en un eje del satélite.

Se ha considerado pues que la rápida capacidad de orientación del satélite prima frente a la línea de eficiencia, bajo consumo y precio que se venía siguiendo hasta ahora. Esto es así debido al carácter de la misión, ya que es probable que en algún punto de ésta se requiera observar una zona concreta de la superficie terrestre en la que haya ocurrido algún desastre y un método de control y actitud pasivo no es lo suficientemente flexible para afrontar este tipo de situaciones.

2.4 Diseño Estructural

2.4.1 Introducción

Se dice que el diseño estructural es el arte de usar materiales (cuyas propiedades solo pueden ser estimadas) para construir estructuras (cuyo comportamiento sólo puede estimarse de forma aproximada) que resistan las fuerzas a las que están sometidas (Las cuales no son conocidas a la perfección).

Según la norma ECSS-E-30 Part 2 3.1.26, la estructura es el conjunto de componentes mecánicos o conjuntos destinados a soportar las cargas o presiones a las que se someterá el satélite.

El sistema estructural de un vehículo espacial tiene principalmente tres funciones:

- Proporcionar el apoyo de todos los demás subsistemas y materializa la geometría de la nave espacial para sus cargas útiles.
- Garantizar la resistencia necesaria para soportar todas las fases de vida de la nave espacial sin fallos. Esta garantía debe ser máxima en momentos críticos, como por ejemplo el lanzamiento del satélite.
- Mantener la rigidez estructural en ciertos límites para garantizar la funcionalidad operativa del conjunto del sistema y así evitar respuestas con acoplamiento (resonancias), por ejemplo, entre satélite y su lanzador.

A la hora de realizar el diseño de la estructura del satélite, se ha establecido como objetivo principal (junto a las funciones básicas de este subsistema) el ahorro de peso. La estructura más óptima es una que cumpla las condiciones de carga y vibraciones exigidas con la menor masa posible. Ya que si se construye una estructura capaz pero masiva, desembocaría en un aumento del coste del proyecto y consecuentemente una disminución de interés por parte de los inversores y clientes.

2.4.2 Clasificación

El subsistema estructural se puede dividir en función de su uso e importancia principalmente en tres tipos:

- **Estructura primaria:** Se considera estructura primaria al cuerpo del vehículo, es la columna vertebral del satélite. Mantiene unidos a todos los subsistemas y componentes, incluyendo otras estructuras, además de ser la interfaz entre los componentes del lanzador y el satélite.
- **Estructura secundaria:** Tienen objetivos más específicos y particulares, como dar soporte a la antena de comunicaciones o a los paneles solares del sistema de potencia.
- **Estructura terciaria:** Consisten en los alojamientos de los componentes como cajas y carcasas.

2.4.3 Idealización

Se ha idealizado la estructura del satélite simplificándola a un prisma rectangular de medio metro de lado. Se estima que la masa inicial aproximada sea de 54 kg, muy similar a la del UPMSAT1.

2.4.4 Selección del material

Existen numerosos materiales empleados en la industria aeroespacial a la hora de fabricar elementos estructurales de vehículos y satélites espaciales. Este es un campo bastante amplio y cambiante, ya que debido a los esfuerzos de investigación y desarrollo de múltiples empresas, cada vez se crean nuevos materiales (ya sean compuestos o metálicos) que mejoran la eficiencia de la estructura al reducir su peso y aumentar su resistencia (tanto a cargas estáticas como dinámicas).

Sin embargo, los materiales que ofrecen las mejores prestaciones tienen los mayores precios, y siguiendo fieles a nuestra filosofía “*low cost*” clave para el éxito

del satélite, se elegirán materiales metálicos con mucha experiencia a sus espaldas en las estructuras de satélites y con un precio más asequible. Dentro de estos cabe destacar la presencia de las aleaciones de aluminio, con peso relativamente ligero y muy buenas propiedades mecánicas.

También tiene bastante protagonismo el Titanio, sin embargo este es más caro y posee propiedades mecánicas que sobrepasan los requerimientos de la misión, por lo que queda descartado en un primer análisis.

A continuación se presenta una gráfica [12] en donde se puede ver claramente la evolución temporal de los materiales estructurales en los vehículos espaciales. La curva es claramente decreciente en todo su dominio, consecuencia de la creación de materiales más ligeros y resistentes como los compuestos y la evolución y optimización de los procesos de fabricación. Dentro de ésta, cabe destacar el intervalo de los años desde 1980 hasta el 1987 donde se introdujeron los materiales compuestos en las estructuras primarias reduciendo drásticamente el peso de las estructuras espaciales.

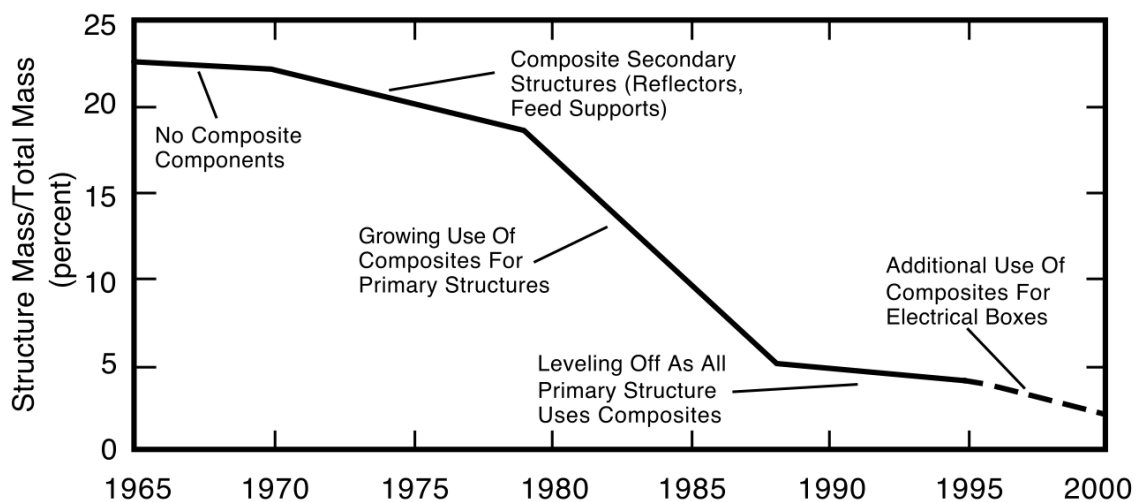


Figura 2:17 Materiales estructurales en la industria espacial en funcion tiempo

La evolución de los materiales estructurales en el sector espacial ha sido muy rápida, y en solo 30 años se ha pasado de que la masa de la estructura forme un (aproximadamente) 23% de la masa del satélite, a actualmente menos del 5%. Toda esta masa que pierde la estructura la podemos aprovechar para, con el

mismo peso, construir un ingenio espacial con mejores prestaciones, pues generalmente cuanto más pesado es un equipo, más potente es.

Con este motivo, se ha decidido que lo más óptimo sería una estructura de aleación de aluminio 7075. En Tabla 6 se muestra la composición química de esta aleación [13, 14]:

Tabla 6 - Composición química Al 7075

Composición química EN AW- 7075	
Si	0.40 %
Fe	0.50 %
Cu	1.2-2.0 %
Mn	0.30 %
Mg	2.1-2.9 %
Cr	0.18-0.28 %
Zn	5.1-6.1 %
Ti	0.20 %
Otros (cada uno)	0.05 %
Otros (en total)	0.15 %
Aluminio	El resto

Tal y como se puede apreciar en la tabla es una aleación Aluminio-Zinc, con trazas de magnesio y cobre mas algunas impurezas. Esta aleación es famosa por sus buenas propiedades estructurales y se emplea bastante en la industria aeronáutica, concretamente en zonas estructurales de las alas de las aeronaves.

Dentro de las funciones estructurales, también está que soporte cómodamente las estrictas condiciones del entorno espacial. Dentro de éste cabe destacar un proceso muy común en tierra y que desgraciadamente también se da a órbitas bajas. Este fenómeno es la corrosión.

Tal y como se dijo previamente, el ambiente espacial de las órbitas LEO uno es uno en el que se da el vacío total. Un satélite en una órbita baja está

constantemente bajo un constante bombardeo de partículas atmosféricas moviéndose a velocidades relativamente altas. Algunas de estas partículas están constituidas por oxígeno monoatómico creado por la fotodisociación del O_2 en las altas capas de la atmósfera como consecuencia de la radiación solar. Al ser un elemento altamente reactivo, cuando estos átomos impactan en la aeronave tienen a combinarse con los materiales de la aeronave, creando una potente y peligrosa corrosión que se hace muy grave si los períodos de tiempo se alargan. Por suerte, la aleación de aluminio elegida resiste relativamente bien la corrosión y la esperanza de vida del satélite no es lo suficientemente grande como para que se vea afectado significativamente por fenómenos de corrosión. Otro problema que se da en los materiales como consecuencia de las bajas presiones del ambiente espacial es la desgasificación, es decir, el escape de gases atrapados en el material durante el proceso de fabricación de este [15]. Para ello será necesario vigilar el proceso, ya que cuanto más uniforme y homogéneo será el material, menos gases atrapados tendrá, y por lo tanto menos le afectará este fenómeno [1, 15]

En la presente tabla se muestran las propiedades mecánicas y físicas de una aleación de aluminio 7075 con el tratamiento T6 (solución y maduración artificial)

Tabla 7 - Características Al 7075

Densidad (ρ)	2,81 g/cm ³
Módulo de Young (E)	72 Gpa
Carga límite (σ_y)	440 Mpa
Carga última (σ_u)	530 Mpa
Coefficiente de Poisson (ν)	0,33
Resistencia a tracción (T)	505 Mpa
Conductividad térmica (κ)	130 W/mK
Coefficiente de expansión térmico (α)	23,6 $\mu\text{m/mK}$ -1

2.4.5 Requerimientos

Los requerimientos que debe cumplir el satélite son proporcionados por la empresa que construye el lanzador que pondrá en órbita al satélite. En el caso estudiado se ha considerado un Ariane 5. Para obtenerlos, se ha hecho uso del manual de usuario del lanzador. Concretamente en el anexo 1.

De ese anexo se obtiene la siguiente clasificación:

- Micro-Satélites: masa inferior a 120 kg y volumen inferior a 600 mm x 600 mm x 710 mm
- Mini-Satélites: masa comprendida entre 120-300 kg y volumen inferior a 1.500 mm de diámetro por 1.500 mm de altura.

El satélite propuesto está dentro de la primera categoría, ya que cumple de sobra los requisitos máximos con un volumen de 500 mm x 500 mm x 500 mm y 50 kg de masa.

2.4.6 Parámetros ASAP

En el documento del lanzador se especifica que para evitar el acoplamiento dinámico entre el vehículo y el cohete durante el lanzamiento, deben cumplirse que la frecuencia fundamental del satélite en ejes longitudinales sea mayor o igual que 90 Hz y en ejes laterales mayor o igual que 45 Hz.

También se exige que el dimensionamiento estructural se realice teniendo en cuenta un factor de seguridad en carga última de 1,23 y en límite de elasticidad de 1,1.

2.4.7 Criterios de diseño

En función de todos estos parámetros se realizará el diseño de la estructura.

También será necesario contemplar otro tipo de cargas, como pueden ser las cargas de separación entre lanzador y satélite ya que al producirse por anillos pirotécnicos, generan esfuerzos que pueden resultar críticos en el satélite.

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

Las cargas térmicas son otro factor a tener en cuenta, ya que una vez desplegado el satélite sufrirá ciclos térmicos bastante violentos. Será necesario tener en cuenta el coeficiente de dilatación térmica de la aleación.

Otro factor que no debe olvidarse son las cargas dinámicas producidas por el sistema de actitud y control y las cargas producidas por posibles impactos en la estructura debidas, por ejemplo, a micrometeoritos.

La estructura deberá ser de fácil montaje y nulo mantenimiento. Es necesario que la construcción de este subsistema sea simple y sencilla con el objetivo de disminuir costes y facilitar la labor a los operarios.

2.5 Control Térmico

2.5.1 Introducción:

El control térmico es un subsistema de gran importancia dentro del conjunto del satélite, ya que es el que se encarga de que todos los componentes del mismo trabajen dentro de unos intervalos saludables para su funcionamiento.

Como se ha dicho, el objetivo de este sistema es mantener la temperatura de todos los componentes dentro de los límites permitidos, en todas las fases operativas.

En términos cuantitativos y algo generalistas, pues varían para cada modelo y tipo, los valores máximos y mínimos de temperatura soportable de algunos subsistemas son: Para baterías entre -5°C y $+20^{\circ}\text{C}$, para propulsores entre 5°C y 40°C , y para electrónica en general es conveniente que no baje de los -20°C y no suba de los 70°C .

A continuación se presenta una tabla en la que se clasifican de una forma más extensa y exhaustiva los rangos de temperatura de funcionamiento de los distintos componentes, distinguiendo los márgenes de temperatura de funcionamiento (Operational) y los de supervivencia (Survival).

Tabla 8 - Variación térmica aceptable

Component		Typical temperatura ranges [°C]		Temperature ranges [°C]
		Operational	Survival	
Battery (Charge)		0 to 45	0 to 45	5 to 40 Charge
Battery (Discharge)		-20 to 60	-20 to 60	-15 to 55 Discharge
More restrictive range	Battery	0 to 45	0 to 45	5 to 40 (Charge and Discharge)
Solar panels		-150 to 110	-200 to 130	-95 to 105
Solar panels		-100 to 125	-100 to 125	
Solar panels		-100 to 110	-100 to 110	
More restrictive range	Solar panels	-100 to 110	-100 to 110	
Reaction wheels		-10 to 40	-20 to 50	-5 to 35
Startrackers		- 40 to 93		-35 to 88
Magnetometer		-20 to 50	-40 to 80	-15 to 45
Magneto torques		-30 to 50		-25 to 45
Coarse Sun Sensor		- 40 to 93		-35 to 88
Hydrazine tanks and lines		15 to 40	5 to 50	20 to 35
General electronics		-10 to 45	-30 to 60	-5 to 40

Commercial electronics		-40 to 85	-40 to 85	
More restrictive range	Electronics	-10 to 45	-30 to 60	
Camera Sensor		-20 to 40		-15 to 35
GPS		-20 to 50		-15 to 45
Antennas		-100 to 100	-120 to 120	-95 to 95
Data Handling		-40 to 85	-40 to 85	-35 to 80
Hydrazinetanks and lines		15 to 40	5 to 50	

Para una mayor comprensión de los parámetros representados, se ha realizado una gráfica informativa de los distintos márgenes (Figura 2:18):

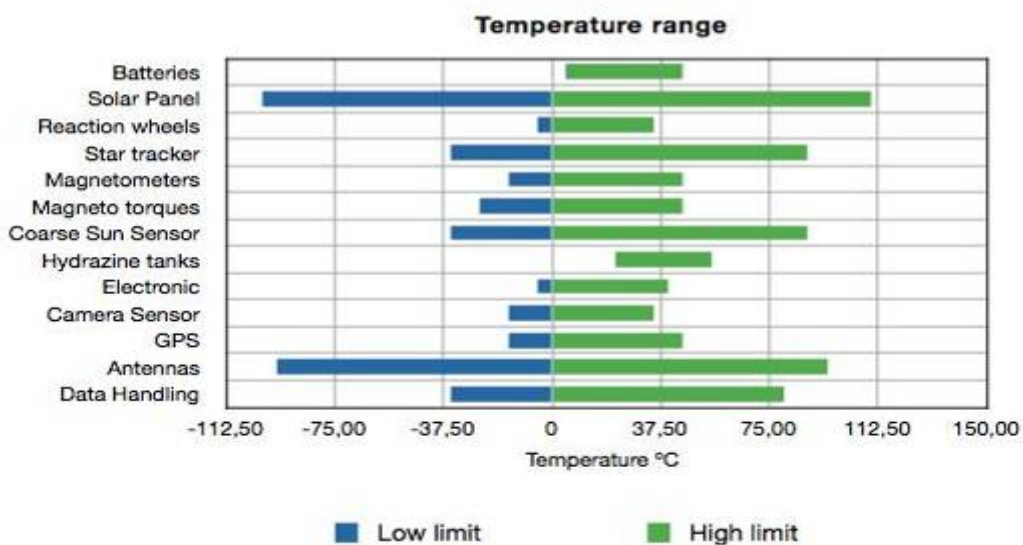


Figura 2:18 - Márgenes térmicos de funcionamiento

2.5.2 Clasificación

Para mantener el control térmico de un vehículo térmico existen dos métodos, el control activo y el control pasivo. El control pasivo mantiene la temperatura dentro de unos márgenes de seguridad mediante técnicas y estrategias que no consumen potencia. Esto se consigue mediante revestimientos térmicos de gran capacidad reflectora, aislamientos térmicos multicapas, y sistemas basados en el cambio de fase de algunos materiales que al cambiar de estado consumen calor en el proceso. Esto lo hacen según las leyes de la termodinámica. Sin embargo tienen una gran desventaja frente a los activos, y es que los métodos de control térmico pasivos carecen de ningún tipo de control. Una vez son implementados no se pueden controlar, siendo imposible realizar cualquier tipo de modificación del comportamiento térmico del satélite, por lo que es crucial realizar un buen diseño del mismo.

Los métodos de control activo son necesarios debido a las limitaciones de los anteriores. Para ello se emplean conductos térmicos o cambiadores de calor. Otra técnica comúnmente utilizada son las persianas térmicas (*louvers*), que están constituidas por una serie de varillas que varían sus características de radiación en función de la posición en la que se encuentren. También se suelen emplear los denominados calentadores eléctricos, que consisten en resistencias eléctricas cuyo objetivo es mantener los niveles mínimos tolerados de temperatura utilizando para ello el Efecto Joule⁴.

En la Figura 2:19 se muestran las persianas térmicas de un satélite genérico:

⁴Fenómeno por el cual si en un conductor circula corriente eléctrica, parte de la energía cinética de los electrones se transforma en calor debido a los choques que sufren con los átomos del material conductor por el que circulan, elevando la temperatura del mismo.



Figura 2:19 – Persianas térmicas

Como se puede deducir fácilmente, los métodos de control térmico activo consumen potencia.

Normalmente el control térmico de vehículos pequeños se realiza mediante elementos pasivos y para los vehículos grandes y plataformas espaciales se requieren además elementos activos como cambiadores de calor, refrigeradores...

Además, si la misión es tripulada, será necesario implementar un control ambiental, encargado de generar un entorno habitable para los astronautas. Para ello se necesitará realizar un control de la atmósfera interior (temperatura, presión, concentración de oxígeno, olores...) así como la creación de agua potable, un control de las instalaciones higiénico-sanitarias, de los desperdicios y los alimentos, y tendrá que ser implementado un sistema de detección y extinción de incendios.

Sin embargo, como la misión propuesta es no tripulada, no será necesario tener en cuenta nada de esto, simplificando el diseño de este subsistema considerablemente.

Otro fenómeno del que se encarga el subsistema de control térmico son los gradientes de temperatura en cada dispositivo. El objetivo consiste en tratar de evitar gradientes de temperatura muy bruscos que puedan dañar al elemento. Ya que un aumento o disminución rápido de la temperatura de algún equipo aunque ésta permanezca entre límites aceptables puede resultar catastrófica e inutilizarlo.

2.5.3 El ambiente espacial

En el espacio, al no haber casi materia, el calor se transmite exclusivamente por radiación térmica en forma de ondas electromagnéticas, tales como las ultravioleta, infrarrojas y los rayos gamma.

Evidentemente, dentro de un satélite existen más formas de transferencia de calor, como la conducción entre los distintos elementos que lo componen o convección en el caso de que hubiera algún tipo de fluido embarcado.

Para realizar un correcto diseño del subsistema de control térmico de un satélite, será necesario tener en cuenta las distintas fuentes o focos de calor a las que estará expuesta el ingenio espacial. Dentro de todos estos focos cabe destacar tres. La radiación solar directa emitida desde el sol y que llega directamente al vehículo espacial (será nula cuando éste esté en eclipse), el albedo⁵, y la radiación emitida directamente por la Tierra (ya sea IR o UV). En el caso de la Tierra, el albedo medio se sitúa en torno a un 37-39% de la radiación solar recibida.

2.5.4 Selección

Con motivo del bajo presupuesto (tanto económico como de potencia) del proyecto, se ha decidido seleccionar un sistema de control térmico puramente pasivo, consistente en mantas térmicas, capas térmicas (pintura blanca) y aislantes

⁵El albedo es el porcentaje de radiación que cualquier superficie refleja respecto a la radiación que incide sobre la misma. En este caso el albedo consistiría en la radiación emitida por el Sol y reflejada por la Tierra que llega al satélite.

multicapa (tales como Kapton o Mylar). También podría ser equipado tubos intercambiadores de calor en cuyo interior haya un fluido que se evapore o condense transmitiendo calor del foco caliente al frío en el proceso. Este método es bastante eficiente, no requiere energía adicional y transmite hasta 200-300 veces más calor que una barra de cobre. El funcionamiento es el siguiente[16]:

No obstante, será en la siguiente fase de diseño donde se definirán con más precisión y complejidad los métodos de protección térmica empleados en el ingenio propuesto.

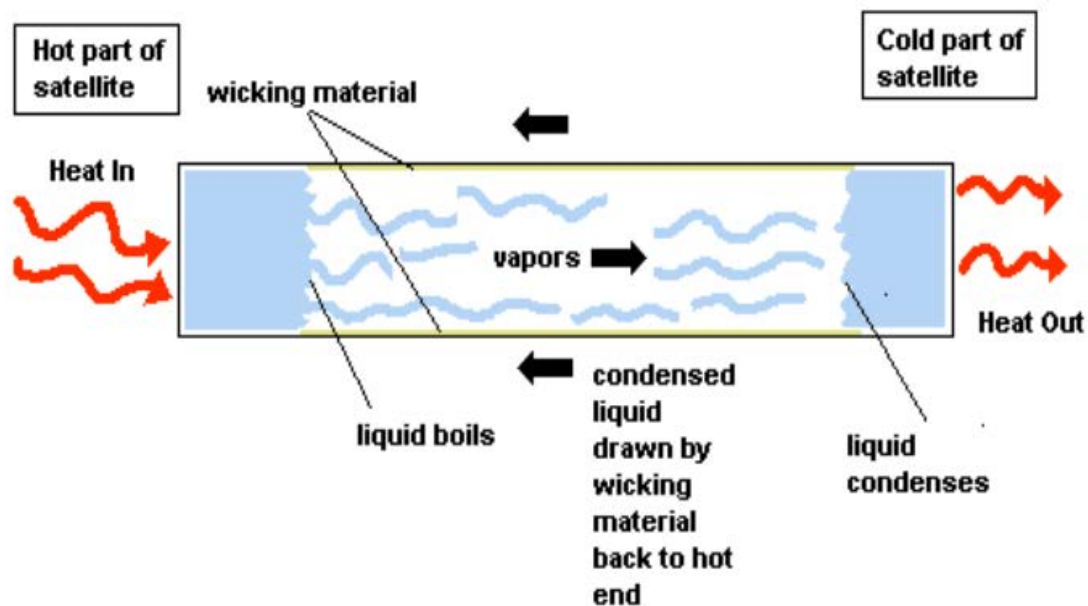


Figura 2:20 - Método intercambiadores calor

2.6 Carga de pago

2.6.1 Introducción

El objetivo principal de este capítulo es realizar un diseño preliminar del sensor óptico (cámara) que irá a bordo del satélite propuesto. El subsistema óptico capta la radiación electromagnética (dentro del espectro visible) de la escena y la transforma mediante un sensor (CCD) en energía eléctrica. Esta señal se manda a tierra y allí se procesa e interpreta.

2.6.2 Soluciones comerciales

Dentro del mundo de la ingeniería, existen dos posibles opciones a la hora de elegir cámara. La primera es la comercial, es decir, comprar una cámara de la industria que verifique todos los requerimientos de la misión de la forma más óptima. La segunda es diseñar el sistema (CCD; Lentes/espejos) con el objetivo de cumplir con los parámetros y restricciones.

En este proyecto se ha optado por la primera opción, ya que realizar el diseño completo de un sistema óptico llevaría tiempo y dinero, y estos costes se verían reflejados de algún modo en la venta de las imágenes, ya que se tendría una masa económica mayor a amortizar. La ventaja de que se diseñara completamente la cámara desde cero es que se tendría una que cumpliera exactamente con los requerimientos, adaptada completamente al satélite. Sin embargo, se ha considerado que las desventajas son mayores que los beneficios que nos puede proporcionar esta opción.

La elección de la cámara es un tema complejo, ya que depende de bastantes variables. Con el objetivo de reducir el consumo de potencia al máximo así como la complejidad del sistema, se han elegido cámaras sin partes móviles y un modo de operación discreto en vez de continuo.

Con el objetivo de encontrar la cámara fotográfica que mejor se adapte a nuestros requerimientos, se ha realizado un análisis de dos empresas internacionales líderes en el sector:

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

- Surrey
- Satrec Initiative
- HAMAMATSU PHOTONICS

Esta clasificación se ha realizado empleando el criterio de bajo coste, masa y potencia. Es decir, se han suprimido opciones que sean demasiado pesadas, consuman demasiada potencia, o tengan unas dimensiones no acordes con la envolvente geométrica del satélite.

A continuación se realizará un breve análisis de ambas empresas, destacando sus hitos y experiencia en la industria espacial:

Surrey

La Universidad de Surrey es pionera en el desarrollo de satélites desde el comienzo de su programa UoSAT. En la última década, Surrey se ha ganado una gran reputación a nivel internacional como pionera e innovadora en el campo de los pequeños satélites, combinando investigaciones académicas con proyectos comerciales. Dentro de los productos de esta empresa, se han evaluado los siguientes modelos de cámaras:

- Modelo SSTL CHRIS
- Modelo SSTL VHRI50

Modelo SSTL CHRIS

El modelo SSTL CHRIS es un sistema hiperespectral muy versátil, con más de 11 años de experiencia en vuelo. Ofrece una selección programable en vuelo de distintas bandas espectrales, ancho de banda, y distancia al suelo (GSD⁶). La han utilizado satélites desplegados en 2001 y su resolución espacial es más alta de todos los sistemas hiperespectrales desplegados en satélites del mundo. Es capaz de proporcionar varias imágenes de la Tierra en distintos anchos de banda simultáneamente. Proporcionado una gran flexibilidad a la hora de tomar imágenes.

El modelo SSTL CHRIS toma las imágenes utilizando un scan de barrido. Una línea estrecha de la imagen que queremos tomar se proyecta a través del espectrómetro y se divide en las diferentes bandas de frecuencia que la componen. Una vez hecho eso, los datos se almacenan para posteriormente cuando pase sobre la estación de seguimiento ser enviados. A continuación se procede con la línea inmediatamente siguiente a la anterior y se va barriendo todo el área a fotografiar.

Si se es capaz de configurar las bandas de frecuencia correctamente, se puede llegar a distinguir objetivos ocultos (en el caso que se le de un uso militar), sustancias ajenas a un medio (como pueden ser vertidos de petróleo), depósitos de minerales y distintos tipos de vegetación.

En la Figura 2:21 se presentan las principales características de este modelo [17]:

⁶ GSD son siglas de “Ground Sampling Distance”, es un parámetro directamente relacionado con el tamaño del píxel de la imagen tomada sobre el terreno. Para un mapa a escala 1/1000 las fotografías se realizan con un GSD de 10cm, y para una escala 1/5000 se captura con un GSD de 25 cm.



Figura 2:21 - SSTL CHRIS

Este modelo es el más vendido de la compañía debido a un equilibrio peso-resolución-precio bastante singular y en nuestro caso, bastante atractivo.

Modelo SSTL VHRI50

Esta cámara es compacta, de una muy alta resolución y realiza también un escaneado de barrido de baja potencia. Es capaz de proveer de una ultra-alta resolución en 5 distintas bandas de frecuencia, usando 5 matrices lineales de detectores orientadas en una determinada dirección.

A continuación se presenta una tabla informativa (también proporcionada por el fabricante) donde se destacan sus características principales. La gráfica ha sido obtenida de [17],



Figura 2:22 - SSTL VHRI 250

Esta cámara está totalmente fuera de alcance de los microsátélites. Tiene un elevadísimo peso par el satélite propuesto. Tampoco satisface los requerimientos de potencia, ya que tiene una demanda de energía superior a la que puede generar Gaia.

Satrec

La iniciativa Sartec ha desarrollado un pequeño sensor electro-óptico para el sistema IRIS del satélite singapurense X-SAT. El sistema IRIS produce imágenes de alta resolución entres bandas distintas del espectro electromagnético, con un GSD de 10 metros para una altitud de 685 km.

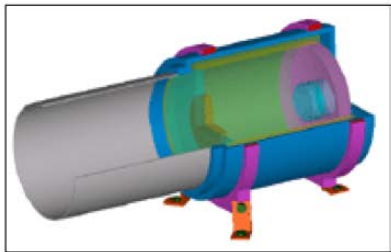
IRIS

La cámara se ha diseñado como un escáner de barrido con tres líneas individuales de escaneo. La verde (de longitudes de onda entre 520-600 nm), roja (630-690nm) y la del infrarrojo cercano (NIR), DE ENTRE 760-890nm.

Cada detector lineal consiste 5000 elementos activos, todos ellos fabricados de la misma lámina de silicio y posterior mente recubiertos de los distintos filtros de interferencia para cada característica espectral (NIR, verde y rojo).

El sistema IRIS está equipado con un módulo de control de procesado de señal redundante.

A continuación se presenta una figura y tablas identificativas del sensor IRIS (extraída de [17]).



Preliminary System Specifications		Remark
Spectral Bands	0.52 - 0.60, 0.63 - 0.69, & 0.76 - 0.89 μm	G, R, NIR bands
Ground Sample Distance	10 m	@ 685 km & Nadir
Swath-Width	> 50 km	@ 586 km & Nadir
Modulation Transfer Function	15%	@ Nyquist freq.
Signal-to-Noise Ratio	> 100	Reflectance : 0.25 Sun elevation : 60°
Aperture Diameter	120 mm	
Signal Quantization	10 bits	8-bit transmission
Signal Gain	Programmable	
Mass Memory	8 Gbits	
Mass	< 12 kg	
Physical Dimension	Φ 180 x 530 mm	Telescope only
Peak Power Consumption	< 25 W	Including heaters

Figura 2:23 - IRIS

Este modelo está más cerca que el SSTL VHRI 250 de cumplir las características límites, sin embargo, también las sobrepasa, ya que pesa bastante y consume demasiada potencia. Por lo que queda descartado.

HAMAMATSU PHOTONICS

Hamamatsu Photonics es una empresa internacional con 50 años de experiencia en la fabricación de componentes optoelectrónicos. La filosofía de la compañía consiste en centrar sus esfuerzos en la continua innovación de la tecnología, la alta calidad de los productos así como la gran variedad de aplicaciones la hace una empresa líder en la industria. Hamamatsu cubre todo el espectro de luz y llega hasta la detección de un solo fotón. Hamamatsu fabrica desde componentes tales como fotodiodos o CCD hasta grandes sistemas de imagen y de HTS, tanto para usuarios finales como diseños a medida para suplir las necesidades de sus clientes.

C9300-024

El modelo de cámara C9300-024 de HAMAMATSU PHOTONICS es una cámara digital de alta resolución que emplea un chip de transferencia al CCD de alta velocidad de transferencia. Posee una resolución de cuatro millones de píxeles, bajo ruido e incluso es capaz de tomar fotografías a 6 fps⁷. Para disminuir poder lograr esa gran disminución del ruido emplea refrigeración mediante el Efecto Peltier⁸

A continuación se muestran una tabla ilustrativa de las características de este sensor óptico (extraída de [18]):

⁷fps (frames per second) es la medida de la frecuencia a la cual la cámara toma las imágenes. Seis fps significa seis fotografías por segundo.

⁸ “Al pasar una corriente a través de un circuito de dos metales soldados, una de las soldaduras se enfría mientras la otra se calienta, actuando el sistema como una bomba de calor.”

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

Type number	C9300-024	
Camera head type	Passive air-cooled head	
Imaging device	Progressive interline transfer CCD	
Effective no. of pixels	2048 (H) × 2048 (V)	
Cell size	7.4 μm (H) × 7.4 μm (V)	
Effective area	15.2 mm (H) × 15.2 mm (V)	
Pixel clock rate	30 MHz/pixel	
Full well capacity (typ.)	20 000 electrons	
Frame rate	1 × 1	Single readout : 6.3 frame/s, Dual readout : 11.5 frame/s
	(2 × 2)	Single readout : 11.6 frame/s, Dual readout : 20.0 frame/s
	(4 × 4)	Single readout : 20.2 frame/s, Dual readout : 31.6 frame/s
	(8 × 8)	Single readout : 31.9 frame/s, Dual readout : 44.5 frame/s
Cooling method	Peltier cooling, air radiation system	
Cooling temperature	+ 5 °C to + 7 °C	
Dark current (typ.)	2 electrons/pixel/s	
Readout noise (r.m.s.) (typ.)	25 electrons	
Dynamic range* (typ.)	800 : 1	
A/D converter	12 bit	
Lens mount	F-mount	
Contrast enhancement	1 to 5 times(16 step)	
Exposure time	102 μs to 1 s	
Sub-array	A setup in an eight-line unit (vertical, perpendicular) is possible in size and a position.	
External trigger	Yes	
Output signal	Camera Link	
External control	Camera Link	
Ambient storage temperature	- 10 °C to + 50 °C	
Ambient operating temperature	0 °C to + 40 °C	
Ambient operating/storage humidity	70 % max. (with no condensation)	
Power requirements	DC +12 V	
Power consumption	approx. 20 V·A	

2.6.3 Selección

La cámara C9300-024, junto con la CHRIS, satisfacen los requerimientos y restricciones de la misión. Sin embargo, la propuesta por HAMAMATSU no está calificada para participar en actividades espaciales, y si se espera a que se apruebe podría pasar demasiado tiempo, por lo que se descarta.

Consecuentemente, y después del breve análisis realizado con los modelos propuestos, se ha decidido que la cámara SSTL CHIRS es la más apta para ser equipada a bordo del satélite.

2.7 Comunicaciones y Telemando

2.7.1 Introducción

El subsistema de comunicaciones y telemando, también llamado sistema de mando y datos (CDS) o *command and data handling* (C&DH) es el sistema nervioso del satélite.

Antes de comenzar, se ha considerado necesario definir dos tipos de enlace en función de su emisor y su receptor. *Forward Link* y *Return Link*. El enlace “*Forward Link*” consiste en el establecido desde la estación terrestre hacia el satélite o bien desde éste a su objetivo. El enlace encargado de llevar la información de vuelta hacia el satélite o la Tierra es el denominado “*Return Link*”. A continuación se presenta una figura aclaratoria de estos dos tipos de enlace y las bandas de frecuencia que se emplean:

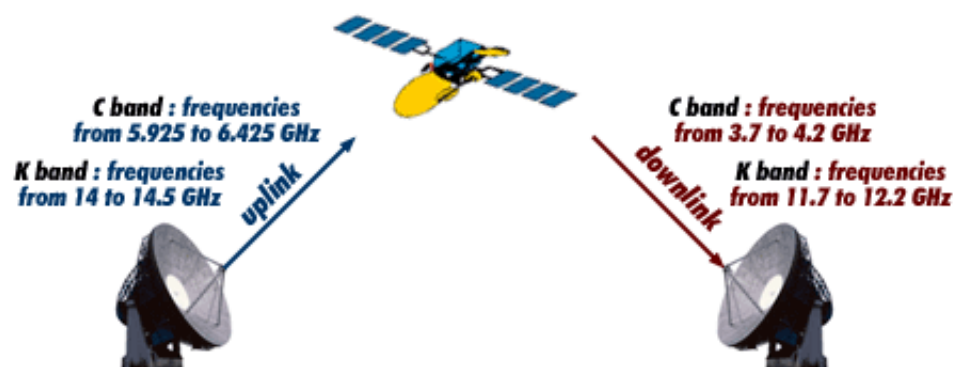


Figura 2:24 - Esquema de comunicaciones

Como es de esperar, el satélite empleará el primer tipo de enlace cuando le enviemos desde el segmento de tierra órdenes como la zona terrestre a fotografiar (en la que irá incluida la orientación espacial del satélite necesaria para realizar la toma de imágenes correctamente) o el ancho de banda del espectro electromagnético a utilizar (Por su puesto, dentro de los requerimientos y limitaciones de la cámara).

2.7.2 Clasificación

El sistema maneja los tres principales flujos de datos a bordo del vehículo, cada uno igual de crítico que el resto y con características que los diferencian.

Los tres principales flujos de datos que se dan son:

- **Datos científicos o de la carga de pago:** Es la información obtenida por la carga de pago, en este caso los datos conseguidos por la cámara fotográfica, procesados a bordo y descargados al segmento de tierra. Normalmente es el que tiene mayor tráfico de datos. Es unidireccional, solamente se transmiten desde el satélite a la estación de seguimiento.
- **Datos ingenieriles o propios de la ingeniería:** Consiste en información mediante la cual los operadores en tierra pueden determinar el estatus y salud de cada subsistema del satélite. En cuanto a cantidad de datos enviados y recibidos, es el intermedio de los tres.
- **Órdenes:** Es un flujo de datos unidireccional (como los de la carga de pago), sin embargo, de sentido opuesto. Son datos que se transmiten desde el segmento de tierra al vehículo espacial con el objetivo de modificar la configuración, actitud y realizar determinadas acciones del ingenio espacial. Aunque en los tres tipos de datos la precisión es importante, en este en particular cobra especial protagonismo pues un error o una orden mal interpretada puede atentar contra la vida del vehículo.

El manejo y manipulación de datos del satélite debe estar regulada por el Comité Consultativo Internacional para Sistemas de Datos Espaciales (CCSDS, por sus siglas en inglés "*International Consultative Committee for Space Data Systems*"). Consiste en un comité internacional constituido por Reino Unido, Canadá, Francia, Alemania, los países pertenecientes a la ESA (*European Space Agency*), Brasil, Japón, Rusia, y los Estados Unidos. Su misión es proporcionar

unos estándares a la hora de manipular datos y órdenes para el segmento de tierra como para el espacial.

2.7.3 Elementos del sistema de comunicación

Antenas

Una antena es un dispositivo conductor metálico diseñado con el objetivo de emitir ondas electromagnéticas hacia el espacio libre. Una antena transmisora transforma una señal eléctrica en onda electromagnética, y una receptora realiza el proceso inverso. En Función del patrón de radiación las antenas se pueden clasificar como omnidireccional y direccional. La omnidireccional es aquella en la que su patrón de radiación es similar en todas las direcciones siendo su diagrama de radiación similar a una circunferencia. El motivo por el que se aproxime a una circunferencia y no lo sea es que la antena no es perfecta teniendo imperfecciones en su geometría y heterogeneidades en los materiales metálicos que lo componen. Las direccionales, sin embargo irradian principalmente en una única dirección, siendo su diagrama de radiación como el de la figura que se presenta a continuación [2]:

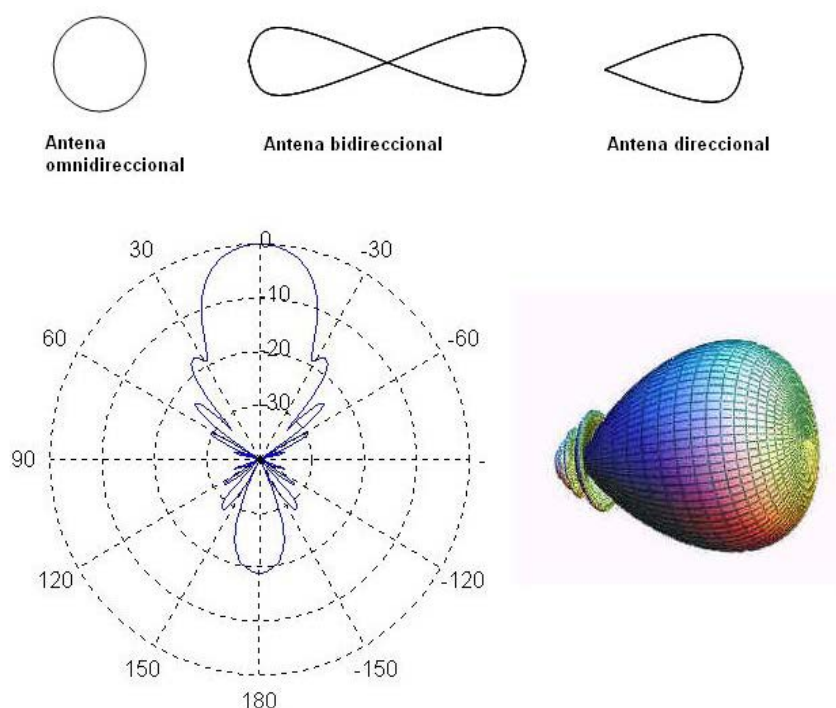


Figura 2:25- Diferentes tipos de antenas

Dentro de las direccionales, se va a particularizar en las antenas de apertura. Estas son antenas que emplean superficies para direccionar el haz electromagnético. Dentro de estas cabe destacar la parabólica, por ser la más empleada en las comunicaciones por satélite debido a sus propiedades.

A continuación se hace necesario definir previamente algunos parámetros involucrados en las propiedades de la antena y por lo tanto en la transmisión de la señal. Estos son la ganancia, la eficiencia, impedancia de entrada y ancho de banda. Su expresión matemática es la siguiente:

- **Ganancia:** Se define como la ganancia de potencia en la dirección de máxima radiación. La ganancia (G) se produce por efecto de la directividad al concentrarse la potencia en zonas indicadas del diagrama de radiación⁹. Su expresión matemática es la siguiente:

⁹Representación gráfica de las características de radiación de una antena en función de la dirección. Lo más habitual es representar la potencia radiada.

$$G = \frac{\pi^2 D^2 \eta}{\lambda^2} \quad (3)$$

Donde D es el diámetro de la antena, η es la eficiencia de la antena (normalmente acotado entre 0,5 y 0,8) y λ es la longitud de onda.

- **Eficiencia:** Es la relación entre potencia radiada y potencia entregada a la antena. También se puede definir como el cociente entre ganancia y directividad. Su expresión es:

$$\eta = \frac{P(r)}{P(in)} = \frac{G}{D} \quad (4)$$

De la ecuación anterior se desprende que la eficiencia de la antena es un parámetro adimensional.

- **Impedancia de entrada:** Es la relación entre la tensión y la corriente de entrada.

$$Z = \frac{V}{I} \quad (5)$$

La impedancia es un número complejo. Su parte real se denomina Resistencia de Antena, y la imaginaria Reactancia de Antena. La Resistencia de Antena es la suma de la resistencia de radiación y la de pérdidas. Cuando su reactancia de entrada es nula la antena se denomina reactante.

Modulación

La modulación de una onda electromagnética consiste en el conjunto de técnicas que se emplean para transportar y transmitir información sobre una onda portadora, típicamente sinusoidal. Normalmente se modifican la amplitud (AM) o la frecuencia (FM), aunque existen muchos más tipos de modulaciones, como la

modulación por desplazamiento de fase, modulación por longitud de onda, por banda lateral única, etc...

- **Modulación de la amplitud (AM):** En este tipo de modulación, se varía proporcionalmente la amplitud de la señal portadora en función de la señal moduladora.
- **Modulación de la frecuencia (FM):** Se modifica proporcionalmente la frecuencia de la señal portadora en función de la señal moduladora.

En la siguiente figura se presenta una señal inicial sinusoidal y sus modulaciones en frecuencia y amplitud [2]:

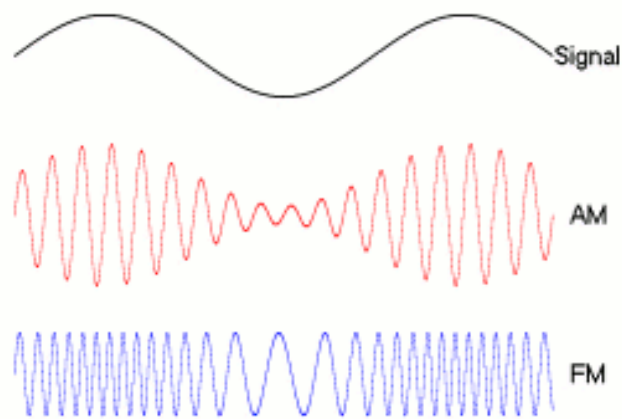


Figura 2:26 - Señal modulada por AM y FM

2.7.4 Estación de Seguimiento

En cuanto a la estación de seguimiento en tierra del satélite se han considerado dos opciones fundamentales. La primera es, mediante alianzas con otras empresas diseñar, planificar y construir una estación de seguimiento únicamente para Gaia y sus futuros satélites gemelos que formen la constelación. La principal ventaja de esta idea es que, al construir la estación de seguimiento “a la carta”, ésta poseería las características óptimas para el seguimiento de todos los satélites de la constelación. La desventaja, obviamente, es su precio. La segunda opción consiste en emplear alguna estación ya existente.

La opción de construir nuestra propia estación de seguimiento especializada se ha descartado como consecuencia de la actual crisis económica mundial. Se ha supuesto que no habrá empresas interesadas en realizar la inversión que supone edificar desde cero una nueva estación de seguimiento además supondría un encarecimiento del proyecto, por lo que se ha decidido elegir una de las ya existentes.

Se ha realizado un exhaustivo análisis de las estaciones en tierra de seguimiento de satélites presentes en España ya que una en el extranjero conllevaría un mayor desembolso así como mayores complicaciones burocráticas y administrativas. Empleando el criterio de cercanía a la capital de España (eso facilitaría el transporte de cualquier interesado extranjero), se han encontrado tres posibles estaciones. La primera es la de Cebreros, la segunda la de Robledo de Chavela y la tercera la de Villafranca del Castillo.

De estas tres, la que ofrece un mejor servicio de telecomunicaciones y telemando para satélites de órbita baja es la de Villafranca del Castillo, por lo que ésta es la base que se ha seleccionado. La calidad en las telecomunicaciones ha de ser máxima, ya que si ocurre algún error con ellas, no podríamos descargar las imágenes tomadas por el satélite y por lo tanto la misión carecería de sentido.

A continuación se presenta una vista aérea de la susodicha estación de seguimiento [3]:



Figura 2:27 - Estación de seguimiento VILSPA

La estación Española de Seguimiento de Satélites de la Agencia Espacial Europea en Villafranca del Castillo, situada en la localidad de Villanueva de la Cañada (Madrid) en el valle de Guadarrama es una de las estaciones más importantes de la red mundial de la ESA.

Desde la inauguración en 1978 VILSPA (Así se conoce a la estación) ha participado en más de quince misiones de todo tipo, y además ha jugado un papel clave en el programa científico de la ESA albergando los centros de operaciones y científicos de algunos de los más importantes telescopios espaciales europeos.

VILSPA posee más de una decena de antenas y un moderno equipamiento eléctrico y electrónico que le permiten participar en todas las etapas posteriores al lanzamiento de una misión espacial, ya sea en el seguimiento y control de satélites, en la recepción de datos científicos o como estación soporte.

Actualmente VILSPA es la estación de seguimiento principal de la flota de satélites Cluster de la ESA lanzados en el 2000 para estudiar la interacción entre el viento solar, la magnetosfera y fenómenos como auroras o tormentas solares.

La intensa actividad científica de la estación la ha convertido en un centro por excelencia de investigación en astrofísica. Actualmente la estación alberga el Centro de Operaciones Científicas del telescopio espacial de Rayos-X “XMM-Newton” y guarda el archivo de sus datos. También es la sede de los archivos de datos científicos obtenidos por los telescopios IUE (International Ultraviolet Explorer) y el infrarrojo ISO (Infrared Space Observatory). [6]

Durante sus 25 años de existencia VILSPA ha ofrecido constante soporte a numerosos satélites de comunicaciones y de observación terrestre como el ENVISAT, EXOSAT, GOES, MARES, UTALSAT-1 Y 2, OLYMPUS, etc..

Es decir, que es una estación de seguimiento muy experimentada. Sus logros avalan su valor.

VILSPA posee ocho antenas principales. A continuación se procederá a una breve descripción de éstas prestando especial atención a sus características [5] [6] [7]:

- **Antena de 35 metros de Cebreros**



Figura 2:28 - Antena de 35 metros de Cebreros

Inaugurada en 2005, la nueva estación de espacio profundo de la Agencia Europea del Espacio (ESA), situada en Cebreros, Ávila dispone de una antena de 35 metros que se une a la otra estación situada en Nueva Norcia, Australia permitiendo a la Agencia Espacial Europea disponer de una red propia de espacio profundo independiente de la red de espacio profundo de la NASA.

Sin embargo, esta antena no será utilizada en el seguimiento de Gaia, pues está diseñada para realizar el seguimiento de vehículos espaciales que hagan viajes interplanetarios.

- **Antena VIL-1:**



Figura 2:29 – Antena VIL-1

La antena VIL-1 funciona en la banda S (2,7-3,5 GHz) y es la encargada de seguir a los vehículos espaciales en la fase de lanzamiento y la de puesta en órbita de los satélites (LEOP, del inglés “*Launch and Early Orbit Phase*”).

Tabla 9 - Características VIL-1

Características Antena VIL-1	
Misión	TT&C / LEOP
Polarización	RHC y LHC
Potencia de transmisión en banda S	300 W
Temperatura de ruido	85 K
Error de apuntamiento	0,05°
Ganancia de antena/ ancho del haz	Banda S: Transmisión: 48.4 dBi/0.668° Recepción: 49.4 dBi/0.65°

- **Antena VIL-2**



Figura 2:30 - Antena VIL-2

Tabla 10 - Características VIL-2

Características de la antena VIL-2	
Misión	TT&C/LEOP
Polarización	RHC y LHC
Potencia de transmisión en la banda S	400 W
Temperatura de ruido	72 K
Error de apuntamiento	0,05°
Ganancia de la antena/anchos del haz	Banda S:
	Transmisión: 46,2 dBi/0,668°
	Recepción: 47,6 dBi/0,65°

La antena VIL-2 tiene características muy similares a la VIL-1. También tiene un diámetro de 15 metros. Al igual que la VIL-1 su uso está principalmente orientado a la fase LEOP.

- **Antena VIL-4**



Figura 2:31 - Antena VIL-4

Tabla 11 – Características VIL-4

Características de la antena VIL-4	
Misión	MARECS
Polarización	RHC y LHC
Potencia de transmisión en banda X/ kA	- / -
Temperatura de ruido	-
Error de apuntamiento	0,05°
Ganancia de antena/ancho del haz	Banda X: Transmisión: 56,9 dB/0,24° Recepción: 58,3 dBi/0,204° Banda Ka: Recepción: 69,9 dBi/0,054°

Esta antena posee 12 metros de diámetro y opera en la banda C (3,7-6,4 GHz).

- **Antena VIL-5**

Esta antena es bastante más pequeña que las anteriores, tiene cuatro metros de diámetro y trabaja en la banda L (1-2 GHz).

- **Antena (Cuerno) VIL-6**

La antena VL-6 también es denominada como “cuerno”, opera en la banda L y es de polarización lineal.

- **Antena VIL-7**

La antena VIL-7 tiene 3 metros de diámetro y opera en la banda Ku (11-18 GHz).

Entre las ocho antenas, VILSPA tiene la capacidad de operar entre varias bandas de frecuencia (C, L, S, Ka, Ku y X), haciéndola una estación de seguimiento en tierra versátil e ideal para el proyecto propuesto.



Figura 2:34 - Antena VIL-5



Figura 2:34 - Antena VIL-6



Figura 2:34 - Antena VIL-7

3 Sistema de Potencia

3.1 Introducción

En el presente capítulo se pretende realizar un estudio inicial del subsistema de potencia del satélite particularizando éste en los paneles solares. Se comienza analizando el presupuesto de potencia y contrastándolo con el consumo aproximado y simulado de otros subsistemas para así intentar llegar a un equilibrio entre ambos. A continuación se procede a un breve análisis de los distintos reguladores de potencia embarcados a bordo del satélite. Más tarde se va a definir con más precisión los paneles solares a bordo de Gaia y se presentan los resultados de las simulaciones realizadas. Para terminar, se procede a identificar las baterías elegidas para el funcionamiento de este satélite.

El subsistema de potencia tiene la funcionalidad de proporcionar, distribuir y almacenar la energía eléctrica durante la estancia en el espacio del vehículo. Los requerimientos más importantes para realizar un correcto dimensionado de este subsistema son la potencia eléctrica media, la potencia eléctrica de pico y el perfil de la órbita (en cuanto a inclinación y altitud, pues ésta hará que nos afecte más o menos la sombra de la Tierra y la inclinación influirá en los paneles solares mediante el ángulo de incidencia de la luz solar en éstos).

En el presente capítulo se realiza una primera aproximación del diseño del subsistema del satélite, particularizando éste en los paneles solares y en las baterías. Se comenzará analizando los paneles solares, cuyo objetivo es transformar la radiación electromagnética emitida por el Sol en energía eléctrica útil para el funcionamiento del satélite. Posteriormente se realizará un análisis de las baterías, encargadas de suministrar potencia a los distintos subsistemas cuando los paneles no puedan realizar tal tarea, es decir, cuando el satélite esté en eclipse. También se realizará una breve descripción del funcionamiento de los sistemas encargados de administrar la potencia obtenida y consumida por el satélite.

Probablemente el requerimiento más fundamental de cualquier vehículo espacial sea la provisión de potencia eléctrica. La pérdida o mal funcionamiento de este sistema conlleva directamente al fracaso de la misión.

Desde los comienzos de la Era Espacial, a medida que los subsistemas embarcados se sofisticaban y evolucionaban, los vehículos espaciales cada vez han ido consumiendo más y más energía, haciendo que el diseño de este subsistema sea un verdadero reto para los ingenieros.

El subsistema de potencia de los satélites y también de la mayoría de los vehículos espaciales se compone principalmente por tres elementos. Una fuente de potencia primaria, otra secundaria y un sistema de gestión y administración de potencia. En el caso del satélite propuesto la fuente de potencia primaria serán 5 paneles solares rígidos no desplegables acoplados a 5 de las 6 caras del satélite. Estos paneles estarán formados por un conjunto de cuarenta células fotovoltaicas para las caras laterales y veinte para la superior. La fuente de potencia secundaria consistirá en unas baterías recargables embarcadas encargadas de suministrar energía al satélite en el período de eclipse así como en los momentos en los que los requerimientos de energía sean superiores a los que los paneles pueden satisfacer. El satélite propuesto no tendrá regulación de potencia para simplificar así su diseño y disminuir su precio.

3.2 Presupuesto de potencia

Para realizar un correcto diseño de la misión espacial, ha sido necesario calcular una estimación del presupuesto de potencia de cada uno de los subsistemas del satélite por separado con el objetivo de tener una visión global del consumo de potencia y para poder dimensionar tanto paneles solares como baterías. Ya que éstos dependerán directamente de las exigencias de los subsistemas embarcados y viceversa.

Para ello, se han realizado cálculos mediante las siguientes fórmulas empíricas obtenidas de [19-22] Estas son:

Tabla 12 -Estimación Potencia

Payload	Mass (%)	Power (%)
ADCS	-	-
Passive	$0,0217 \cdot M + 5,8198$	$-0,0152 \cdot P + 8,858$
Active	$-0,0142 \cdot M + 13,748$	$0,0036 \cdot P + 18,304$
C&DH	$-0,0079 \cdot M + 5,5627$	$-0,03 \cdot P + 15,39$
TT&C	$-0,0103 \cdot M + 6,5935$	$0,0456 \cdot P + 25,583$
TCS	$-0,0002 \cdot M^2 + 0,0498 \cdot M + 0,4785$	$0,0067 \cdot P + 0,7862$
EPS	$-0,0084 \cdot M + 18,237$	-
Propulsion	$-0,012 \cdot M + 9,415$	$0,0014 \cdot P + 8,5$
Structure	$-0,01 \cdot M + 31,079$	-

Donde M es la masa estimada del satélite en kg y P es la potencia media en W.

Introduciendo un valor de potencia media total de unos 30 W, obtenemos que

Tabla 13 - Estimación potencia subsistemas

Subsistema	Potencia media [W]
ADCS Passive	8,40
C&DH	14,49
TT&C	26,95
TCS	1
EPS	N/A
Propulsion	8,54
Structure	N/A
Payload	N/A

Nota: De arriba abajo el significado de las siglas es ADCS. *Attitude and Determination Control System* o sistema de determinación y control de actitud. TT&C. *Telemetry, Tracking and Command* o sistema de telemetría seguimiento y manejo del vehículo espacial. TCS. *Thermal Control System* o sistema de control térmico del satélite EPS *Electrical Power System*, o sistema de potencia.

El valor de potencia media total se ha obtenido del UPMSat-1, pues tanto el satélite propuesto como el mencionado poseen muy similares subsistemas, geometría y peso, por lo que el consumo de potencia se supone parecido.

Los valores obtenidos en la tabla son meramente especulativos, pues en función de las características de nuestro satélite tendrá o no consumo de potencia en algún subsistema. Por ejemplo en TCS. Según las fórmulas obtenidas consumiría una potencia media de 1 W. Sin embargo, como se dijo previamente en el capítulo dedicado a ello, el control térmico del satélite será pasivo, por lo que no consumirá potencia. Aunque el sistema de potencia sea pasivo, sí que se incorporarán resistencias para disipar el exceso de potencia generado por los paneles solares, por lo que este consumo de potencia de 1 W no es del todo disparatado. Algo similar pasa con el sistema de control de actitud, ya que al estar estabilizado por una rotación sobre su eje mayor no se necesitaría potencia. Sin embargo además de ese tipo de control de actitud se ha dotado al satélite de giróscopos para en caso de extrema necesidad de la cámara embarcada modificar la dirección del eje z del ingenio con el fin de obtener unas imágenes de alguna zona de la Tierra. Al tener rotación sobre su eje z el satélite producirá un momento contrario al que le estamos intentando dar ya que considerará el par generado por los giróscopos como perturbador. Es por eso que se han supuesto 5 W de potencia extraordinaria para casos especiales.

El consumo de la carga de pago (el sensor óptico) viene dado por el fabricante. En la tabla explicativa sobre las características técnicas del sensor óptico el fabricante aclara que el consumo de su dispositivo es menor que 9 W. Sin embargo, haciendo uso de una filosofía conservativa propia de la ingeniería se ha tomado un consumo fijo y continuo (se supone el peor caso, es decir, que la cámara está continuamente realizando fotografías) consumiendo 9 W. Para finalizar, decir que Gaia carecerá de cualquier sistema de propulsión, por lo que el consumo de este subsistema será nulo.

En el apartado 3.6.3 se realizará una pequeña simulación del perfil de consumos de los subsistemas embarcados.

3.3 Regulador de potencia

Es necesario que exista un dispositivo que regule la distribución de potencia en función de las necesidades del satélite. Este dispositivo es el regulador de

potencia. La regulación de potencia se puede dividir en tres categorías: el control del panel solar, la regulación del voltaje de bus¹⁰ y la carga de las baterías.

3.3.1 Regulación del panel solar.

Es necesario controlar la potencia generada por los paneles solares para prevenir una sobrecarga de las baterías o el calentamiento excesivo del vehículo espacial. Para evitar esto existen dos modos, el seguidor de potencia de pico y la transferencia de energía directa.

- **Seguidor de potencia de pico (PPT):** Se encarga de extraer la potencia exacta que necesita el satélite hasta a potencia de pico del panel, es un sistema no disipativo.
- **Transferencia de energía directa (DET):** disipa la potencia no usada por las cargas, esto lo hace en el propio panel o a través de bancadas exteriores de resistencias variables para evitar la disipación de potencia interna y consecuentemente el aumento de temperatura. En el sistema de transferencia de energía directa un regulador variable opera en paralelo con el panel solar, modificando la corriente de éste y expulsando la potencia que no necesiten las baterías. Cabe destacar la eficiencia de este tipo de sistema.

Para el satélite propuesto el regulador del panel solar será mediante transferencia de energía directa, puesto que es la forma de regulación de potencia más simple y sencilla. Además, requiere menos elementos que el modo seguidor de potencia de pico y tiene una mayor eficiencia total al principio de vida.

¹⁰La tensión o voltaje del bus de salida proporciona el nivel de tensión al que van a trabajar casi todos los circuitos e instrumentos a bordo. Ésta ha de ser lo más alta posible para así minimizar las pérdidas de energía en la transmisión.

3.3.2 Regulación del bus del vehículo espacial

Existen tres grupos de técnicas para regular el voltaje de bus. Subsistemas no regulados, cuasi-regulados y completamente regulados:

- **No regulados:** El voltaje de bus varía significativamente, y su derivación es función de la que se haga en las baterías.
- **Cuasi-regulados:** consisten en la regulación del voltaje de bus durante la carga de las baterías pero no durante la descarga. Un cargador de batería se encuentra en serie con cada batería o grupo de baterías en paralelo. Si la batería llega a cargar por completo la caída en los cargadores disminuye regulando la tensión del bus. Este grupo de técnicas son poco eficientes y generan algunas interferencias electromagnéticas.
- **Completamente regulados:** En este modo se efectúa tanto regulación en la carga como en la descarga de baterías, es un sistema de alta complejidad, por lo que no se ha contemplado la posibilidad de elegirlo para el satélite objeto.

En Gaia se ha elegido el modo cuasi-regulado, al considerarse un punto de equilibrio entre ventajas y desventajas. En el satélite propuesto el voltaje de bus será de unos 28 voltios¹¹, permitiendo ligeras variaciones con motivo del sistema de regulación elegido.

¹¹El hecho de que sean 28 voltios es cuestión de herencia de los sistemas eléctricos en los años de desarrollo de la aviación. Una tensión menor podría provocar demasiadas pérdidas en la transmisión de la información. Normalmente en los satélites pequeños la tensión de bus suele rondar este valor.

3.3.3 Carga de las baterías

Existen dos modos de cargar las baterías; individualmente o en paralelo. Ambos métodos de cargas tienen sus ventajas e inconvenientes. En el satélite propuesto la carga de las baterías será en paralelo, ya que, acorde con la filosofía de simplicidad y sencillez clave del proyecto, el sistema es más simple y de menor coste. Todo sea dicho, este método de carga no permite flexibilidad en la integración del vehículo. Sin embargo, esto no representa un grave problema pues el satélite es pequeño y se pueden colocar todas las baterías juntas. Otra característica de la carga en paralelo es que el voltaje es el mismo en todas las baterías, pero la corriente y la temperatura no. Este detalle será considerado en el diseño del control térmico del vehículo, pues podría provocar que en la carga de las baterías alguna supere los límites térmicos. Aunque por otro lado, también hay que decir que las baterías comienzan a cargarse en el periodo post-eclipse, y por lo tanto disponen de una fría temperatura, lo que ayuda al proceso de carga.

A continuación se presenta una figura que esquematiza el funcionamiento del regulador [3].

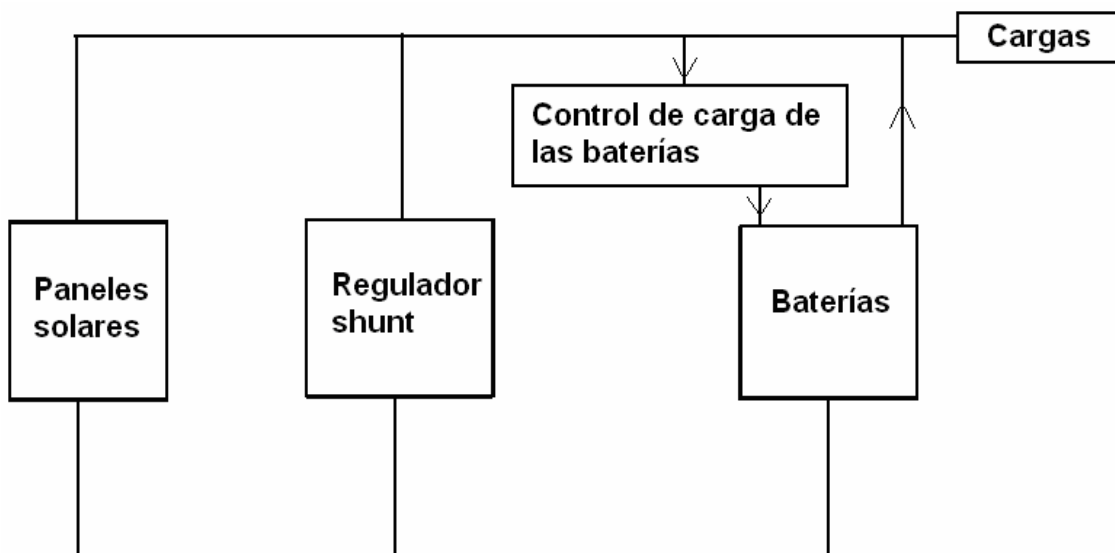


Figura 3:1 – Funcionamiento esquematizado del regulador de potencia

3.4 Paneles Solares:

3.4.1 Introducción

Para configurar y dimensionar el panel solar es necesario tener en cuenta diferentes factores como el tipo de panel solar, el tipo de célula solar, las distintas clases de degradación, la radicación recibida, inclinación angular, potencia a suministrar por el panel, etc... En el presente capítulo se realizará una primera aproximación al diseño de los paneles solares de Gaia.

Para comenzar, se debe tener en cuenta el hecho de que Gaia no dispondrá de una superficie fija mirando al Sol, por lo que no se hará un uso óptimo de los paneles solares embarcados. Esto es así como consecuencia de la actitud del satélite.

Para poder estimar la potencia generada por los paneles solares es necesario saber cuánto tiempo pasarán a la sombra. Del apartado 3.1.5 se recuerda que el período orbital del satélite es 5.791,1 segundos, aproximadamente unos 96 minutos y medio. Así que, como consecuencia de los cálculos realizados en el apartado 2.1.2 (se determinó que el porcentaje de la órbita en eclipse cuando la altura era de 600 km es de aproximadamente un 36,7%) se desprende que el tiempo que estará el eclipse por órbita t_e será de 2.125,2 s (los cálculos se han realizado con una precisión mayor que los mostrados en este documento, contemplando 8 decimales). Consecuentemente se obtiene también que el tiempo en día t_d (período de tiempo en la que el satélite está iluminado por la luz del Sol) es de unos 3.665,9 s.

En el caso de Gaia, los paneles solares serán cinco no despleables, uno a cada lado del cubo, todos paralelos al eje z del satélite mas uno en la cara superior.

La órbita de la Tierra alrededor del sol es elíptica, y como consecuencia ésta tendrá un apohelio y un perihelio. La Tierra pasa por su apohelio (la parte de la órbita más lejana al Sol) el 4 de enero aproximadamente, y por el perihelio generalmente el 4 de julio[23]. La distancia entre ambos cuerpos en el perihelio es de $147,1 \cdot 10^6$ km y en el apohelio el valor aumenta hasta los $152,1 \cdot 10^6$ km. Como

la distancia al Sol es inversamente proporcional a la radiación recibida, en invierno la radiación es un 3% menor que la media recibida y en verano es un 4% superior. Para el dimensionamiento del panel solar se toma el peor caso, que es el de junio.

$$\text{Radiación recibida} = P_0 = 1367 \cdot 0,97 = 1326 \text{ W/m}^2 \quad (6)$$

Todos los cálculos relacionados con los paneles solares se realizarán siendo lo más conservativos posibles y obteniéndolos siempre en el fin de la vida útil del satélite (EOL, del inglés *End Of Life*), cuando sus componentes hayan sufrido la mayor degradación posible. Sin embargo, se recuerda que el funcionamiento del satélite ha de ser igual de bueno que en BOL (*Beginning of Life*).

3.4.2 Factores condicionantes

Existen numerosos factores condicionantes y limitativos que reducen la cantidad de potencia producida por los paneles solares. En el caso de Gaia, los paneles solares serán cinco no desplegables, uno a cada lado del cubo mas otro en la cara superior.

Las células solares de cada panel abarcan aproximadamente un 80% de las superficies de cada cara [1]. Como consecuencia, la superficie encargada de la producción energética será de 0,2 m². Se recuerda que el área de una cara es de 0,25 m².

Otro factor limitante son las eficiencias de las células solares. La eficiencia de una célula es un parámetro intrínseco de ellas que se define como la relación entre la potencia recibida en forma de radiación y la potencia eléctrica generada a la salida. Se han considerado dos tipos células, las de arseniuro de galio (Ga-As) y las de silicio (Si). Las primeras tienen una eficiencia de 0,28 y las segundas de 0,17, ambas tomadas en BOL [1]. Estos datos son proporcionados por el fabricante para una temperatura de funcionamiento. En este caso ha sido de 28°C.

Tal y como se ha explicado previamente, para hallar la eficiencia de las células (η), se emplea la siguiente ecuación[21, 24]:

$$\eta = \frac{P_{salida}}{P_{incidente}} \quad (7)$$

Antes de seguir, se ha considerado necesario definir la curva de corriente vs tensión (curva I-V) ya que es una gráfica muy utilizada cuando se trabaja con paneles y células solares.

La curva de I-V consiste en la representación típica de la característica de salida de cualquier dispositivo fotovoltaico, ya sea celda, módulo o sistema. En la figura siguiente se presenta una curva cualquiera en la que se destacan sus puntos más importantes. La curva fue obtenida de [24, 25].

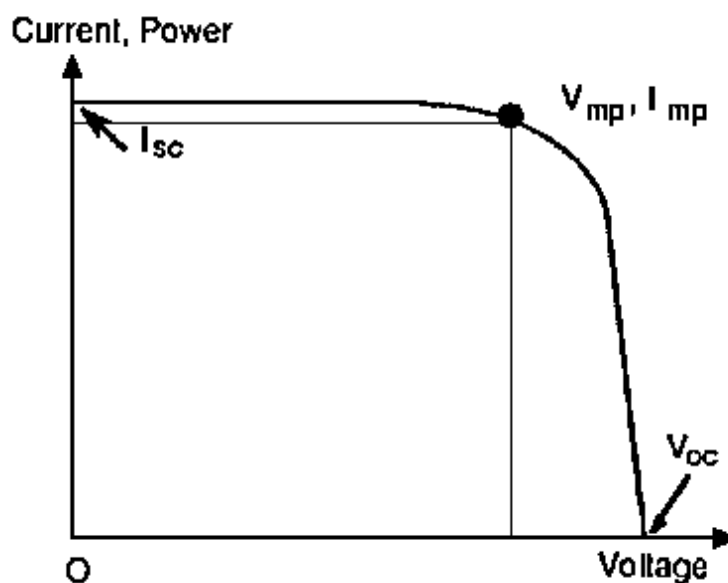


Figura 3:2 - Curva I-V

La corriente de salida se mantiene casi constante dentro del rango de tensión de operación. Consecuentemente se puede considerar al dispositivo como una fuente de corriente constante en ese rango. Como se ha dicho previamente, la corriente y tensión a la que trabaja el dispositivo dependen de la radiación solar incidente, la temperatura ambiente y de las características de la carga conectadas al panel. En este caso los subsistemas del satélite que consumen potencia.

A continuación se definirán los puntos importantes de esta curva.

- **Corriente de cortocircuito (I_{cc} o I_{sc}):** Es la máxima corriente que puede entregar un dispositivo bajo unas determinadas condiciones de radiación y temperatura correspondiendo a una tensión nula y consecuentemente a una potencia nula
- **Tensión de circuito abierto (V_{ca} o V_{oc})** es la máxima tensión que puede entregar el dispositivo bajo unas condiciones determinadas de radiación y temperatura correspondiendo a una circulación de corriente una y consecuentemente a una potencia nula
- **Potencia pico (P_{mp}):** Es el máximo valor de la potencia que puede entregar el dispositivo. Corresponde a la punta de la curva en la cual el producto $V \cdot I$ es máximo.
- **Corriente de máxima potencia (I_{mp}):** Es la corriente que entrega el dispositivo cuando trabaja a potencia máxima bajo determinadas condiciones de radiación y temperatura.
- **Tensión a máxima potencia (V_{mp}):** Es la tensión que entrega el dispositivo trabajando a potencia máxima bajo unas determinadas condiciones de radiación y temperatura. Se la utiliza como la tensión nominal del mismo.

También hay que mencionar la temperatura media en órbita, que para una altura de 600 km será de 67°C. Esto influye a las células disminuyendo su eficiencia en un 19%, obteniendo solo el 81% de la potencia que generaría en la temperatura óptima de funcionamiento. Sin embargo, tomar la temperatura media no es más que una primera aproximación a la solución real, pues el comportamiento de la célula al variar la temperatura se modifica significativamente. A continuación se presenta una gráfica que ilustra las temperaturas estándar para una órbita LEO.

Como se puede apreciar la variación es bastante alta, oscilando entre los -50°C y los 100°C .

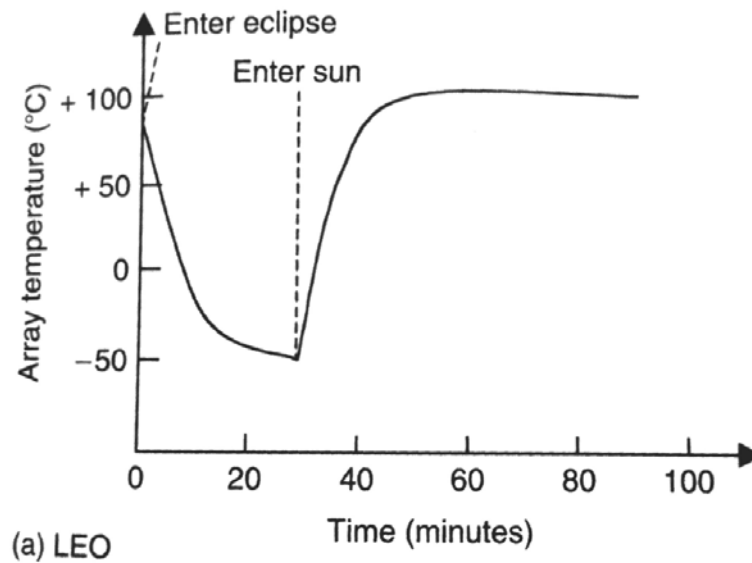


Figura 3:3 - Temperatura órbitas LEO[1]

A mayores temperaturas, la potencia generada por la célula fotovoltaica se reduce, así como su voltaje. Por otro lado, al disminuir la temperatura tanto la potencia como el voltaje aumenta. En otras palabras, si la temperatura crece, V_{mp} y V_{oc} disminuyen mientras que I_{sc} e I_{mp} aumentan. Sin embargo, si decrece la temperatura ocurre al revés.

En la siguiente gráfica se muestra la degradación térmica que sufre una célula solar cualquiera en función de la temperatura. Como se puede observar, la variación no es despreciable [26]

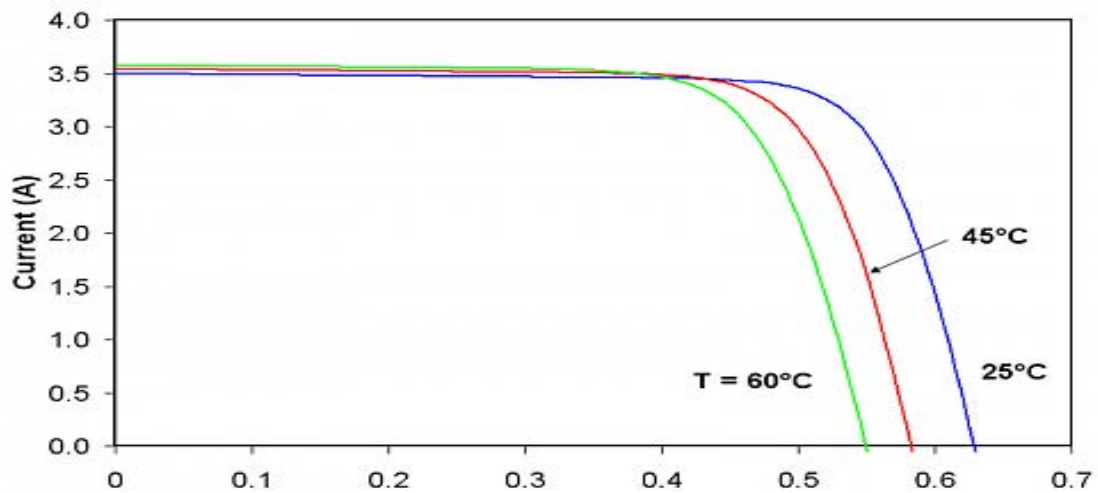
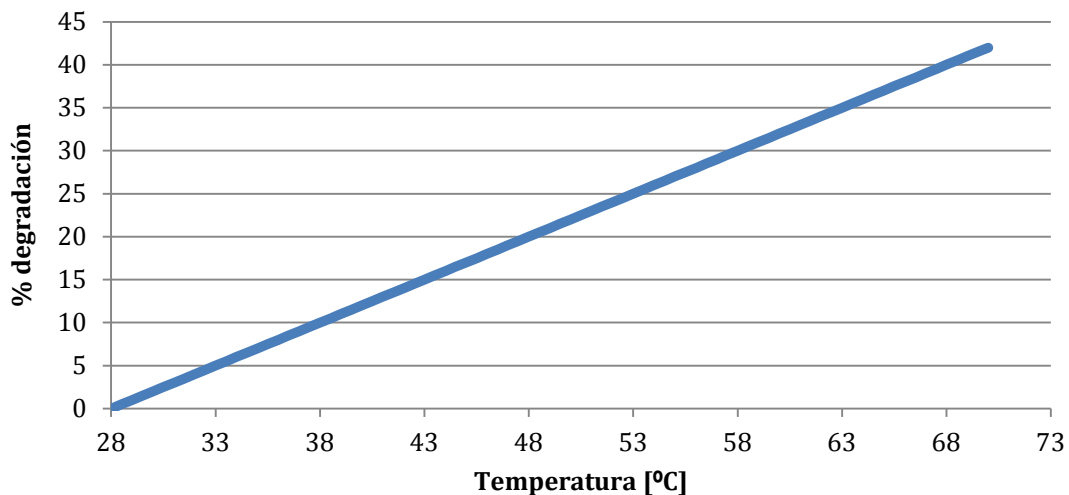


Figura 3:4 - Influencia temperatura células

A continuación se representa la degradación de temperatura de las células en función del aumento de esta.

Degradación célula con temperatura



La relación de degradación de las células fotovoltaicas (tanto las de Ga-As como las de Si) con la temperatura es lineal creciente. Concretamente, cuando se aumenta medio grado la temperatura respecto a la dada, la degradación producida es del 0,5%.

En la curva I-V la radiación recibida en la célula influye de tal modo que si esta crece, I_{cc} e I_{mp} aumentan mientras que V_{oc} y V_{mp} se mantienen constantes. Al

disminuir la radiación recibida I_{cc} e I_{mp} se reducen con ella a diferencia de V_{oc} y V_{mp} , que se mantienen constantes. En la Figura 3:5 se puede apreciar más claramente este fenómeno[27].

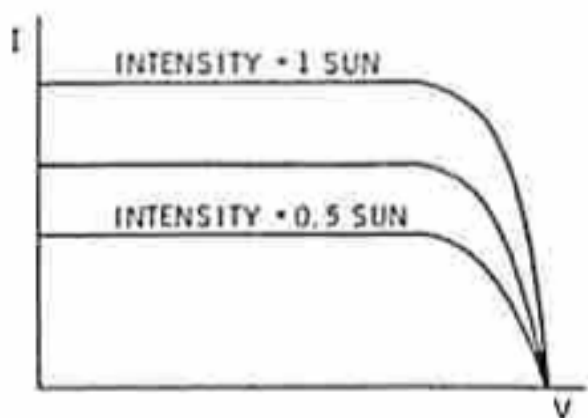


Figura 3:5 –Influencia de la radiación en la curva I-V

Otro factor corrector que se debe de aplicar y que reduce aún más la potencia proporcionada por los paneles es la degradación producida en éstos por la radiación recibida. Esta degradación, a diferencia de la térmica, no es igual para los dos tipos de células considerados. En el caso de las de arseniuro de galio es de 2,75% por año y para silicio es 3,75%¹².

Una vez aplicado todos estos factores correctores nos quedan una eficiencia de las células solares en EOL de 0,28 para las de arseniuro de galio y 0,126 para las de silicio.

Un detalle a tener en cuenta es el ángulo que forman la dirección de la luz incidente y la normal al plano de las células solares, ya que para inclinaciones de

¹²En realidad, el efecto de la degradación producida por la radiación no es lineal, sin embargo, para ingenios espaciales cuya esperanza de vida útil es relativamente pequeña (2-5) años, sí que se puede suponer lineal, considerando el error cometido como despreciable.

radiación incidente con respecto a la normal de la célula mayores de 75° ésta producirá muy poca cantidad de energía.

3.4.3 Fabricantes

Con el objetivo de encontrar unas células fotovoltaicas acordes con el UPMSat-2 se realizó una pequeña investigación en busca de las células fotovoltaicas idóneas para el satélite. Para ello se buscó en las páginas de internet de bastantes fabricantes modelos de células fotovoltaicas SQ que se adaptaran a las exigencias. Además, como no todas las empresas tenían publicados sus catálogos online, se decidió ponerse en contacto con algunas por correo electrónico. Desgraciadamente, solo respondió una empresa. En los siguientes apartados se realizará una breve descripción de cada empresa para más tarde presentar los paneles elegidos.

Emcore Corporation

Emcore [28] es un fabricante estadounidense líder en células solares de alta eficiencia para aplicaciones espaciales. Las células que fabrica tienen una eficiencia a comienzo de vida (BOL) de casi 0,3. Además, poseen un diodo patentado a bordo de un bypass monolítico haciendo las células fotovoltaicas que crean de las mejores del mercado. La industria de Emcore es líder además en multi-unión de células solares, construyendo unos paneles solares muy potentes y eficientes.

Actualmente Emcore ofrece una amplia variedad de compuestos basados en semiconductores para banda ancha, fibra óptica y posee numerosos productos en la industria de la energía solar así como la espacial. También ofrece componentes ópticos, sistemas de datos de alta velocidad y redes de telecomunicaciones y televisión por cable.

En lo que respecta al sector fotovoltaico de la empresa, Emcore ofrece productos tanto para uso espacial como terrestre. Dentro de las espaciales cabe destacar sus células de arseniuro de galio (GaAs), tanto en paneles solares celdas de interconexión cubiertas como en celdas de interconexión cubiertas (CICs)

Como dato interesante cabe destacar que en Septiembre del 2011 la NASA adjudicó a Emcore un contrato de fabricación de paneles solares para la misión LADEE [29] (consistente en la exploración de la atmósfera lunar y del polvo del medio ambiente). El objetivo de la sonda propuesta será recopilar información detallada sobre las condiciones en la superficie lunar y las influencias ambientales del polvo en el satélite terrestre. Su lanzamiento está programado para el 2013. La duración de la misión será de aproximadamente 160 días (30 para ir a la Luna, 30 para realizar un chequeo de todos los sistemas y 100 para operaciones científicas). La potencia generada por los paneles de Emcore será de aproximadamente 295 vatios.

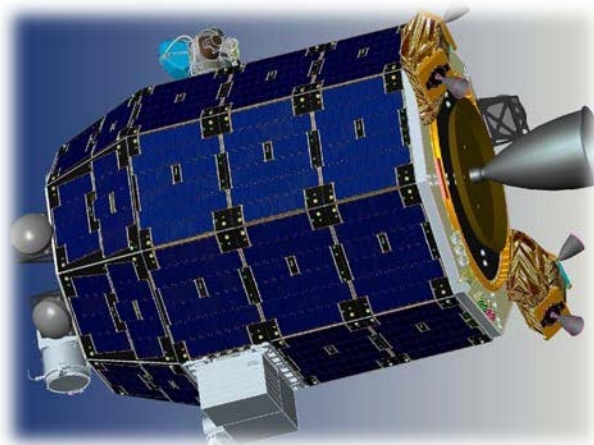


Figura 3:6 - LADEE en CATIA

Spectrolab

Spectrolab [30] es una empresa propiedad de Boeing, es el principal fabricante mundial de células fotovoltaicas de alta eficiencia y paneles solares. En la actualidad sus productos suministran energía a gran cantidad de vehículos espaciales como satélites o naves interplanetarias. Su cartera de productos también es bastante amplia, pasando por fotodetectores, simuladores solares, etc...

La empresa tiene su sede en California, fue fundada en 1956 y en el año 2000 fue comprada por Boeing. Spectrolab está a la vanguardia del I+D de Estados Unidos en cuanto a energías renovables. De hecho en el 2009 anunciaron haber finalizado su último proyecto de investigación, una célula solar con eficiencia de

0,41. Es decir, era capaz de convertir en electricidad un 41% de la radiación que recibía. Además, ésta es una empresa de buen renombre, pues ha demostrado cumplir en la mayoría de sus contratos los plazos de entrega (su porcentaje de éxito está en torno al 98%) y mantiene un balance positivo de beneficios desde su adquisición por parte de Boeing

Azur Space

Azur Space [31] es una empresa europea dedicada casi exclusivamente a la fabricación de células fotovoltaicas. Tiene más de cien años de historia y cuarenta de experiencia en diseño, fabricación y montaje de células solares. Entre sus hitos destacan el desarrollo, fabricación e implementación de los paneles solares del primer satélite alemán.

Dentro de los proyectos en los que ha participado cabe destacar la constelación de satélites Intelsat, Globalstar, Galileo, Meteosat... La cooperación con la NASA y la ESA ha convertido a esta empresa en una de los grandes de la industria. Ha desarrollado células para una amplia gama de vehículos espaciales ya sean satélites artificiales terrestres (Telescopio Espacial Hubble) o vehículos interplanetarios (Sonda Rosetta).

Una ventaja de esta empresa es que al ser europea, los trámites administrativos y legales se facilitan considerablemente a la hora de realizar una compra. Ventaja que no tienen las dos empresas anteriormente analizadas.

Se pretendía analizar más empresas del sector, sin embargo se decidió escoger Azur Space como la encargada de proporcionar los paneles solares al satélite propuesto ya que es la empresa que mejor se adapta a las necesidades de Gaia. Además, como el satélite está planeado para lanzarse con un Ariane 5 (ESA) es ideal que el conjunto de empresas encargadas de suministrar los equipos al satélite sean europeas. Otro factor decisivo a la hora de haber elegido esta empresa es la limpieza, claridad y simplicidad con la que presenta sus productos y las características técnicas de los mismos, inspirando confianza al comprador.

En la Figura 3:6 - Satélite Meteosat se muestra uno de los numerosos satélites meteorológicos que forman la constelación Meteosat [32], con los paneles diseñados por Azur Space.

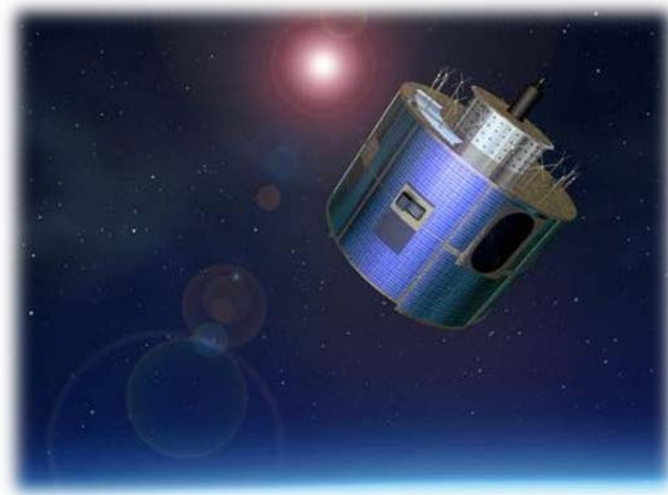


Figura 3:7 - Satélite Meteosat

A continuación se presenta una tabla informativa sobre las células fotovoltaicas encontradas y sus propiedades junto con unas pequeñas anotaciones para cada modelo (las dos primeras tablas). Todas las células mostradas en la tabla tienen el sustrato del mismo material (Germanio), la temperatura óptima de funcionamiento son 28°C [31] (además de ser la temperatura para la que se proporcionan las características), la masa por unidad de superficie son 84 mg/cm^2 y la masa de la superficie total de las células es de 168 gramos.

Además, también se muestran las células de Azur Space. Sin embargo, al ser distintos (pero igual de válidos) los datos que daba la empresa Azur Space de los de Emcore y Spectrolabs se decidió realizar una tabla exclusiva para los cuatro tipos de células solares SQ que ofrecía Azur Space.

Tabla 14 - Selección células fotovoltaicas

n ^o	Fabricante	Identificación	Materiales Estructura	Diodo monolítico	Tensión en circuito abierto	Intensidad en cortocircuito	Tensión de máxima potencia	Corriente de máxima potencia
					V _{oc} (V)	J _{sc} (mA/cm ²)	V _{mp} (V)	J _{mp} (mA/cm ²)
1	Emcore	27,0 % MAE	InGaP/InGaAs/Ge	InGaAs	2.575	16.9	2.285	16
2	Emcore	27,5% MAE	InGaP/InGaAs/Ge	No	2.6	17.1	2.3	16.2
3	Emcore	28% MAE	InGaP/InGaAs/Ge	InGaAs	2.69	17	2.33	16.3
4	Emcore	28,5% MAE	InGaP/InGaAs/Ge	No	2.7	17.1	2.37	16.3
5	Emcore	29,5% MAE	InGaP/InGaAs/Ge	No	2.726	17.4	2.41	16.5
6	Spectrolab	26,8% MAE	GaInP ₂ /GaAs/Ge	No	2.565	16.9	2.27	16.0
7	Spectrolab	28,3% MAE	GaInP ₂ /GaAs/Ge	No	2.66	17.05	2.35	16.3
8	Spectrolab	29,5 % MAE	GaInP ₂ /GaAs/Ge	No	2.633	17.76	2.348	17.02

Tabla 15 - Selección células fotovoltaicas (continuación 1)

n^o	Fabricante	Identificación	Comentarios
1	Emcore	27,0 % MAE	Probadas para órbitas LEO y GEO. Buena resistencia mecánica.
2	Emcore	27,5% MAE	Probadas para órbitas LEO y GEO. Buena resistencia mecánica.
3	Emcore	28% MAE	Probadas para órbitas LEO y GEO. Buena resistencia mecánica.
4	Emcore	28,5% MAE	Probadas para órbitas LEO y GEO. Buena resistencia mecánica.
5	Emcore	29,5% MAE	<i>Probadas para órbitas LEO y GEO. Buena resistencia mecánica.</i>
6	Spectrolab	26,8% MAE	N/A
7	Spectrolab	28,3% MAE	66.060 ciclos en órbita LEO. 15.550 ciclos en órbita GEO.
8	Spectrolab	29,5 % MAE	Calificado para 2000 ciclos en órbitas GEO.

Tabla 16 - Selección células fotovoltaicas (Continuación 2)

nº	Fabricante	Identificación	Materiales Estructura	V_{OC} (V)	I_{SC} (mA)	V_{mp} (V)	I_{mp} (mA)	Superficie (cm ²)	Eficiencia media
9	Azur Space	S-32	S	0,628	1081	0,528	1024,6	23,61	0,17
10	Azur Space	3G 28%	GaInP2/GaAs/Ge	2667	506	2371	487	30,18	0,28
11	Azur Space	3G 27%	GaInP2/GaAs/Ge	2575	510	2275	481,4	30,18	0,268
12	Azur Space	3G30C	GaInP2/GaAs/Ge	2669	525	2379	505	30,18	0,291

3.4.4 Selección

En el presente capítulo se realizará la selección de las células solares para el satélite propuesto. Se analizará el grado en el que satisfacen los requerimientos energéticos de la misión y se elegirá el que mejor se adapte a éstos. Se realizará el análisis de las cuatro propuestas de Azur Space , cuatro de Emcore Corporation y los tres modelos en catálogo de Spectrolab.

Célula fotovoltaica S-32 (Azur Space)

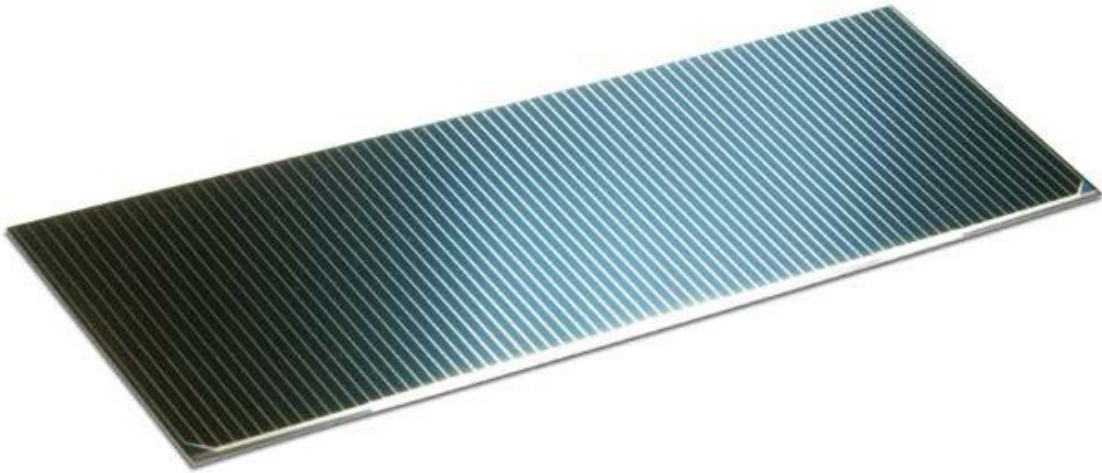
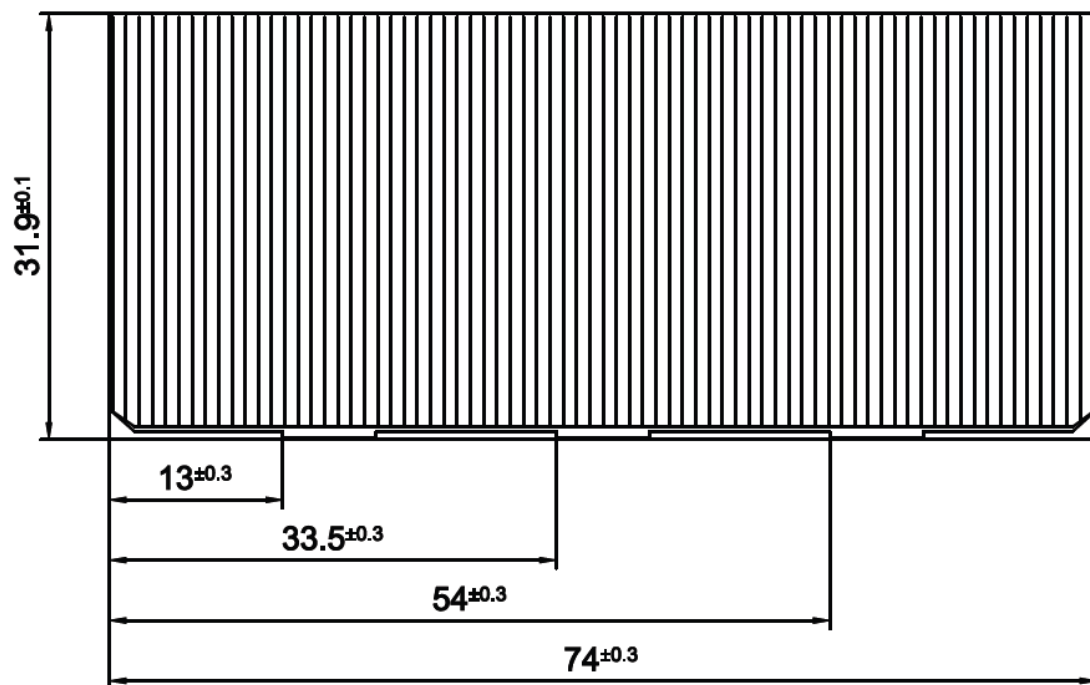


Figura 3:8 - Célula fotovoltaica S-32

La célula fotovoltaica S-32 es una célula de última tecnología y alta eficiencia de silicio. Entre sus principales propiedades destacan su bajo peso y un diodo integrado by-pass.

A continuación se presentan las dimensiones de la célula (cotas en mm)



Las dimensiones de esta célula son de 74 mm x 31 mm, y la superficie de la que disponemos es de 0,5 m x 0,5 m, por lo que el número de células que se pueden poner en cada cara es de:

$$\text{número de células vertical} = \frac{0,5}{0,031} = 16 \quad (8)$$

$$\text{número de células horizontal} = \frac{0,5}{0,074} = 6 \quad (9)$$

Por lo que podremos disponer una matriz de células de dieciséis filas y seis columnas, haciendo un total de 96 células en cada cara del satélite.

Se sabe que la tensión de bus que deben suministrar las células debe ser de unos 28 voltios aproximadamente. Para flexibilizar las operaciones y facilitar la solución se toma que el un intervalo coherente para la tensión de bus será en torno a los 28-32 V. Además, otro motivo por el que se calcula la tensión de Bus con 32 y no 28 voltios es que ésta disminuye a medida que se degrada la célula.

Sin embargo no se pueden disponer todas las células en serie, pues en seguida conseguiríamos la tensión de bus y no generaríamos la potencia suficiente. Como consecuencia las células deben agruparse conectándose en serie hasta que lleguen aproximadamente a la tensión requerida y formando distintos grupos. Después esos grupos se conectan en paralelo entre sí. Los grupos deben estar formados por el mismo número de células

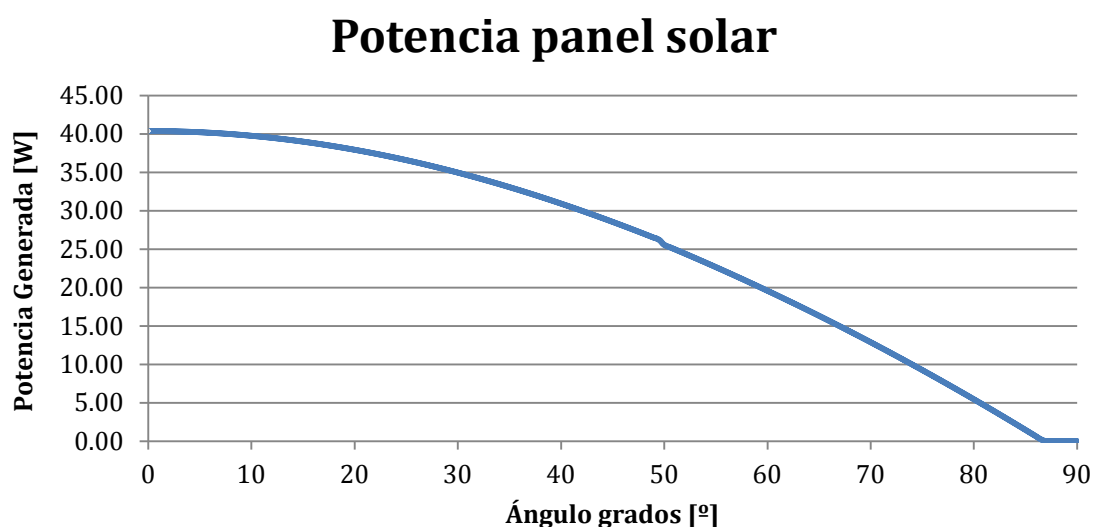
De las tablas expuestas previamente se desprende que la tensión V_{oc} para estas células es de 0,628 V. Una vez sabido esto y realizando operaciones aritméticas básicas se puede deducir la mejor aproximación que se adapte a los 28 V. Para ello, dividimos 32 entre 0,628 V, obteniendo que serían necesarias unas 51 células en serie para obtener una tensión de 32 voltios.

Sin embargo los grupos han de estar formados por el mismo número de células. Por lo que el número de células que hay en cada grupo debe ser divisor de 96 (del número de células totales en la cara). Realizando la aproximación más

conservativa se concluye que existirán dos grupos de 48 células conectados en paralelo y cada grupo que generará una tensión de bus de 30,144 V.

Una vez sabido esto, como conocemos que la superficie de la cara es de $0,25 \text{ m}^2$ y hay 96 células de $0,002294 \text{ m}^2$ se concluye que la superficie del panel aprovechable es de el 88,1%. Además también es conocida la eficiencia de la célula (0,169) por lo que disponemos de todos los datos para realizar la simulación.

A continuación se presenta una gráfica que representa la potencia generada por un panel solar formado por las 96 células en función del ángulo de incidencia de los rayos solares. Para la realización de estos cálculos se tomó que la radiación que recibía el panel solar era de $1325,99 \text{ W/m}^2$, extraída de [22]. Si se desea obtener la curva para la célula y no del panel solamente hay que dividir entre 96 los valores de la potencia arrojados por esta gráfica.

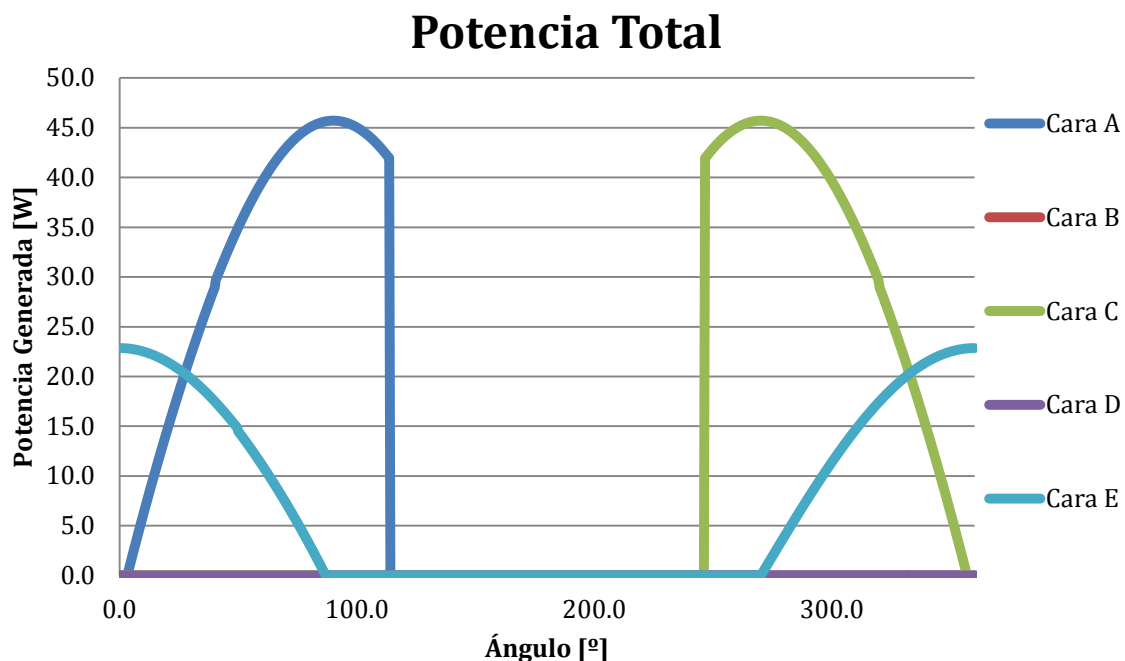


Con estos datos se obtiene una potencia media de 28,5 vatios.

Dentro de la curva cabe destacar un detalle, y es que a ángulos mayores de 87 grados la potencia generada por el panel es cero. Esto es debido a que se ha utilizado el coseno de Kelly (véase más adelante en el apartado 3.6.1.1). Al emplear una curva polinómica que se adapta a los valores del coseno, para ángulos mayores de 87 grados la curva corta al eje, obteniendo potencias negativas. Por ello se tuvo

que corregir programando las celdas de la hoja de cálculo de Microsoft Office Excel para que en vez de un número negativo dieran cero.

En el apartado 3.6.1 se explicará el procedimiento seguido y el motivo por el que en la leyenda aparezcan cinco curvas pero en la gráfica sólo tres, pero ahora solamente se van a mostrar los resultados de la simulación de la potencia generada por las células utilizadas para una única cara en función del ángulo entre la normal a la célula y los rayos solares. Se consideraron 96 células en las caras laterales y 48 en el “techo”, así como 0° de desfase respecto a su eje z (estos parámetros se explicarán junto con el procedimiento seguido en 3.6.1). También se tuvo en cuenta el período de eclipse, intervalo temporal y angular en el que los paneles no producirán energía. El resto de células se simularán en las mismas condiciones y el “ángulo” que aparece en el eje x es el ángulo de la órbita, realizando un barrido completo para una órbita (de 0° a 360°).



La potencia media total (suma de la generada por las cinco caras con paneles del satélite) es de 27,4 W.

Célula fotovoltaica 3G28% (Azur Space)



Figura 3:9 - Célula fotovoltaica 3G28%

Este tipo de célula solar es de arseniuro de galio, está equipada con un diodo integrado de bypass que protege a las células adyacentes en la matriz. Tiene una eficiencia de 0,28.

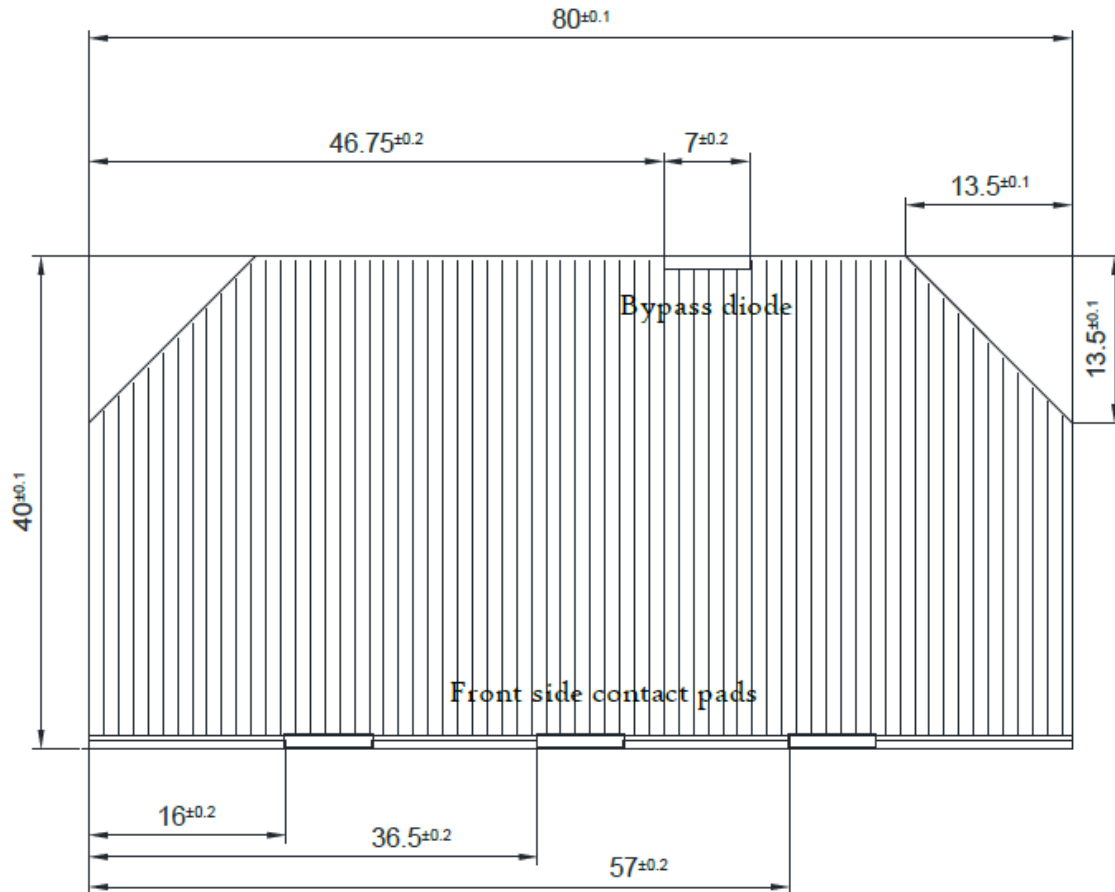
Las dimensiones de esta célula son de 40 x 80 mm² y su superficie es de 30,18 cm². Como se ha dicho varias veces en este proyecto, las dimensiones de la superficie disponible son de 0,5 x 0,5 m², por lo que realizando los mismos cálculos que antes:

$$\text{número de células vertical} = \frac{0,5}{0,04} = 12 \quad (10)$$

$$\text{número de células horizontal} = \frac{0,5}{0,08} = 6 \quad (11)$$

Es decir, que tendremos un total de 72 células en cada panel solar de cada cara.

La siguiente figura dimensiona completamente la geometría de la célula (cotas en mm).



De las tablas expuestas previamente se desprende que la tensión V_{oc} para estas células es de 2,667 V. Una vez sabido esto y realizando operaciones aritméticas básicas se puede deducir la mejor aproximación que se adapte a los 28 V. Para ello, dividimos 32 entre 2,667 V, obteniendo que serían necesarias unas 12 (11,9) células en serie para obtener una tensión de 32 voltios.

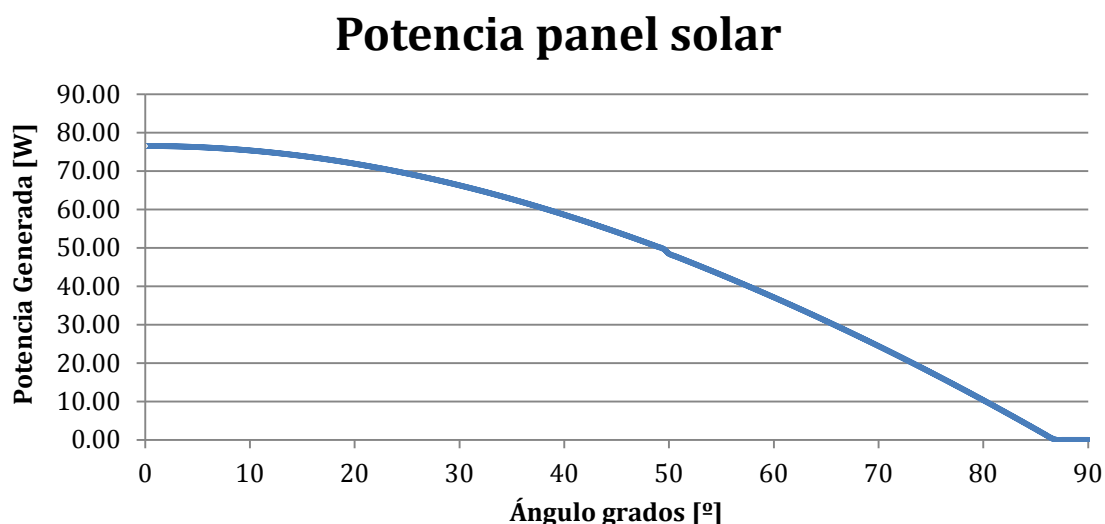
Sin embargo los grupos han de estar formados por el mismo número de células. Por lo que el número de células que hay en cada grupo debe ser divisor de 72 (del número de células totales en la cara). Realizando la aproximación más conservativa se concluye que existirán dos grupos de 12 células conectados en paralelo y cada grupo que generará una tensión de bus de 32,004 V.

De este razonamiento se desprende que el panel solar estará formado por 6 grupos de 12 células cada uno.

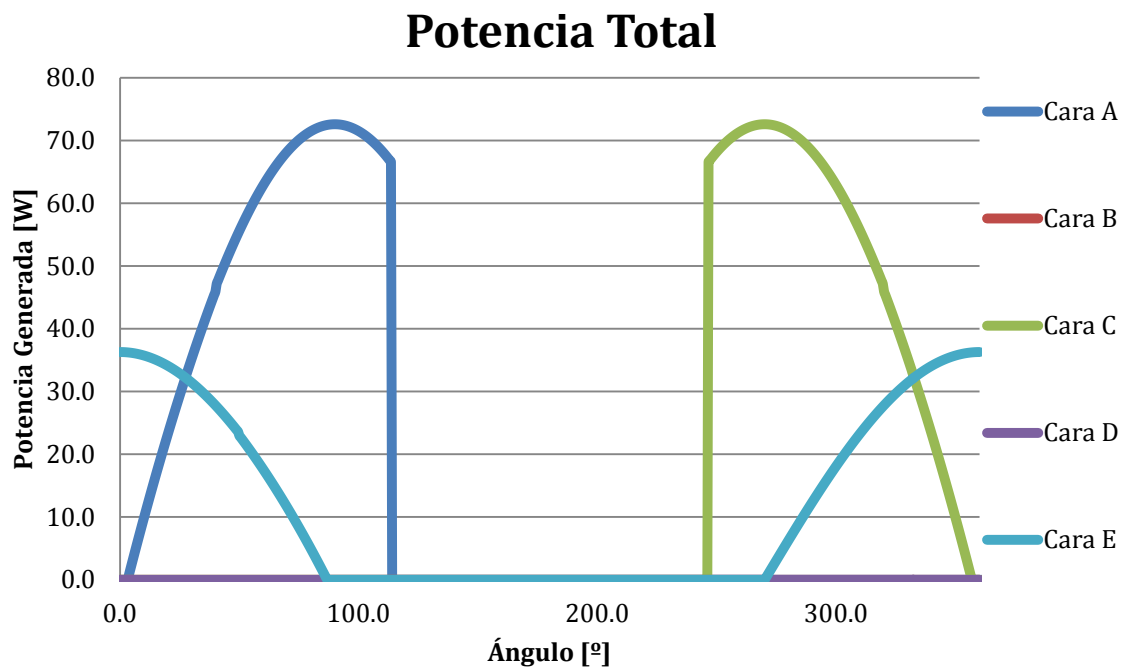
En este caso la eficiencia de la célula es de 0,28. Es decir, que genera el 28% de la radiación que recibe.

Una vez conocido esto, como sabemos que la superficie de la cara es de $0,25 \text{ m}^2$ y hay 72 células de $0,003018 \text{ m}^2$ se concluye que la superficie del panel aprovechable es de el 86,9%.

La siguiente gráfica muestra la potencia generada por un panel solar formado por las 96 células en función del ángulo de incidencia de los rayos solares con la perpendicular a los paneles solares. Para la realización de estos cálculos se tomó como dato inicial que la radiación que recibía el panel solar era de $1.325,99 \text{ W/m}^2$, obtenido de [22]. Si se desea representar la curva para la célula y no para el panel solamente hay que dividir entre 72 los valores de la potencia arrojados por esta gráfica.



A continuación se realiza el mismo procedimiento que con la célula anterior, representando la potencia generada por las 5 caras cubiertas de paneles, teniendo la cara del techo la mitad de las células y contemplando el período de eclipse. Así como la curva de potencia para una célula. El “ángulo” que aparece en el eje x es el ángulo de la órbita, realizando un barrido completo para una órbita (de 0° a 360°).



De los cálculos se deduce que la potencia media para la suma total de los paneles de todas las caras es de 43,5 W, bastante más alta que la anterior.

Célula fotovoltaica 3G27% (Azur Space)

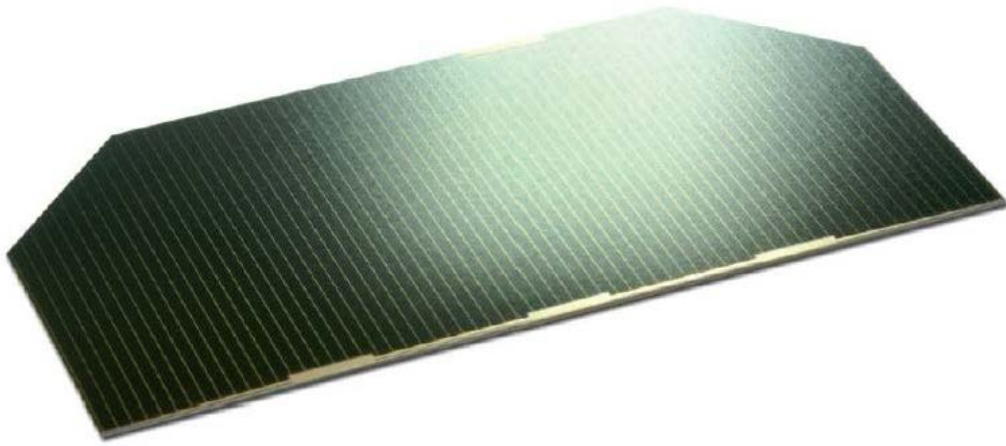


Figura 3:10 - Célula fotovoltaica 3G27%

Las dimensiones de este tipo de célula son de 80 x 40 mm², mientras que la cara de Gaia es de 0,5 x 0,5 m² por lo que:

$$\text{número de células vertical} = \frac{0,5}{0,04} = 12 \quad (12)$$

$$\text{número de células horizontal} = \frac{0,5}{0,08} = 6 \quad (13)$$

Es decir, que tendremos un total de 72 células en cada panel solar de cada cara.

No se han encontrado planos de la célula por lo que no se podrán mostrar cotas más específicas para este tipo.

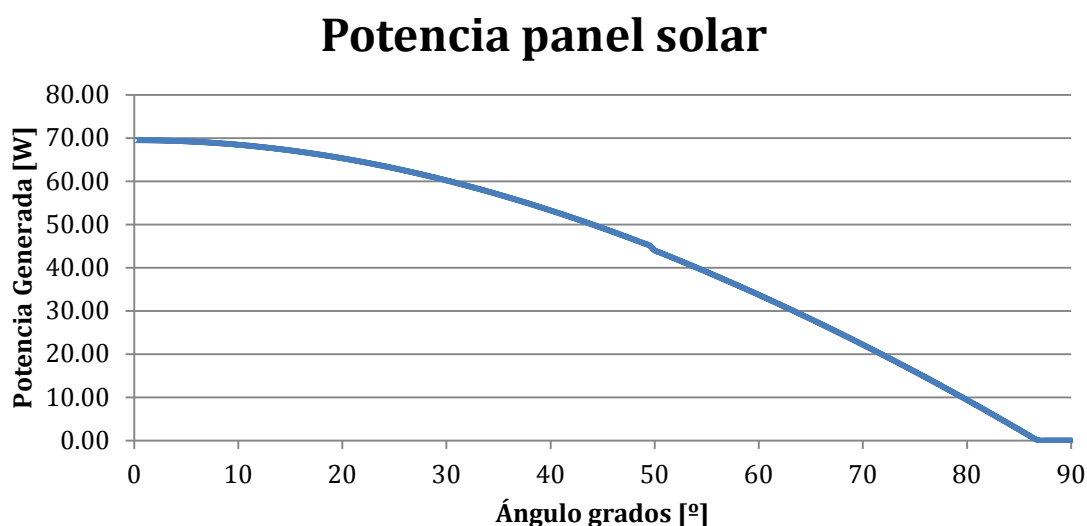
De las tablas expuestas previamente se desprende que la tensión V_{oc} para estas células es de 2,575 V. Una vez sabido esto y realizando operaciones aritméticas básicas se puede deducir la mejor aproximación que se adapte a los 28 V. Para ello, dividimos 28 entre 2,575 V, obteniendo que serían necesarias unas 12,42 células en serie para obtener una tensión de 28 voltios.

Como ya se ha dicho en repetidas ocasiones el número de células que integra cada grupo debe ser divisor de 72, por lo tanto se han seleccionado 12 células por grupo, las cuales producirán una tensión de 30,9 V. Como es de esperar, habrá 6 grupos de células, cada uno integrado por 12 células conectadas en serie que generarán una tensión de 30,9 V.

Una vez conocido esto, como sabemos que la superficie de la cara es de $0,25 \text{ m}^2$ y hay 72 células de $0,003018 \text{ m}^2$ se concluye que la superficie del panel aprovechable es de el 86,9%.

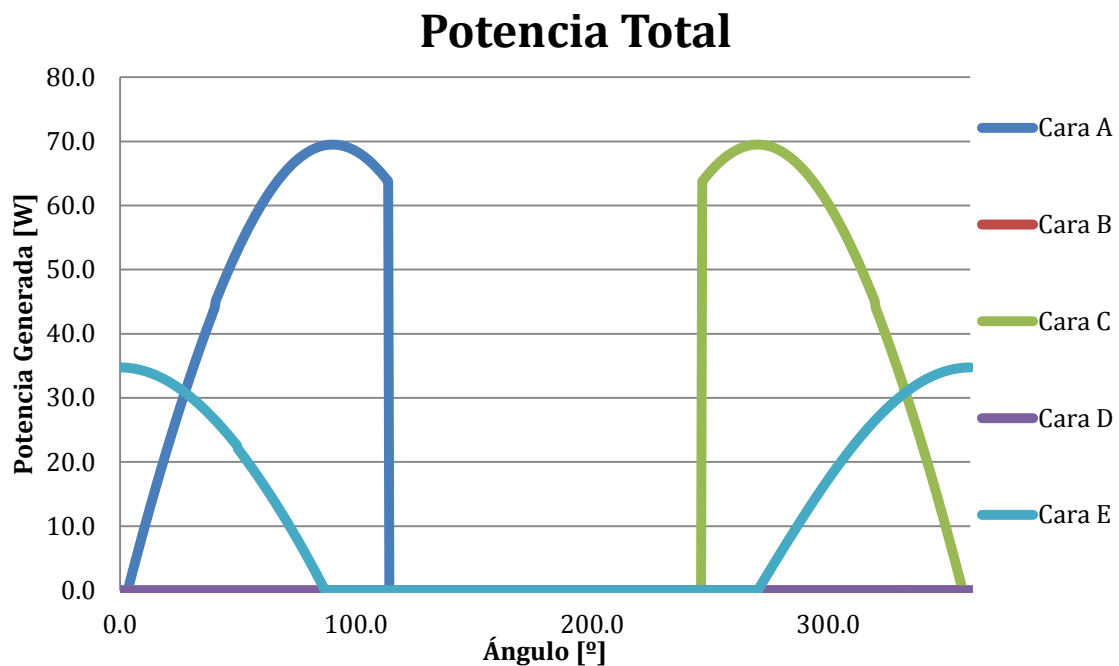
Otro factor interesante es la eficiencia de la célula que en este caso es de 0,268 (EOL), algo menor que la 3G28%.

La siguiente gráfica muestra la potencia generada por un panel solar formado por las 96 células en función del ángulo de incidencia de los rayos del sol sobre los paneles solares. Para la realización de estos cálculos se tomó que la radiación que recibía el panel solar era de $1325,99 \text{ W/m}^2$, tomada de [22]. Si se desea obtener la curva para la célula y no el panel solamente hay que dividir entre 72 los valores de la potencia arrojados por esta gráfica.



La potencia media obtenida para este panel es de 43,3 vatios.

A continuación se realiza el mismo procedimiento que con la célula anterior, representando la potencia generada por las 5 caras cubiertas de paneles, teniendo la cara del techo la mitad de las células y contemplando los períodos de eclipse. El “ángulo” que aparece en el eje x es el ángulo de la órbita, realizando un barrido completo para una órbita (de 0° a 360°).



De los cálculos se desprende que la potencia media generada por la suma de todos paneles de las cinco caras de Gaia es de 41,6 W, algo menor que con las otras células pero bastante mayor que la de las primeras.

Célula fotovoltaica 3G30C% (Azur Space)



Figura 3:11 - Célula fotovoltaica 3G30C6

Las dimensiones de este tipo de célula son de $80 \times 40 \text{ mm}^2$, mientras que la cara de Gaia es de $0,5 \times 0,5 \text{ m}^2$ por lo que:

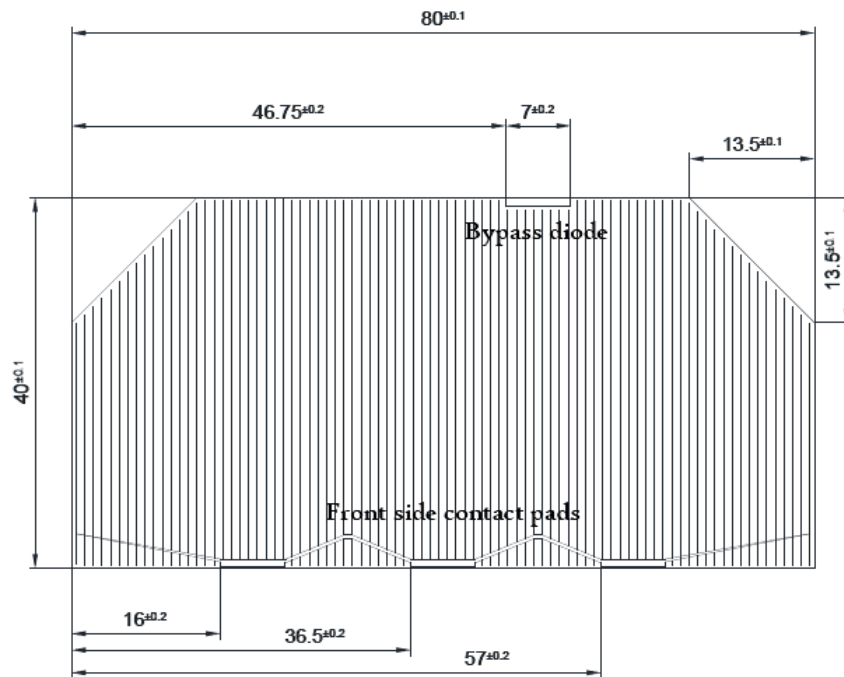
$$\text{número de células vertical} = \frac{0,5}{0,04} = 12 \quad (14)$$

$$\text{número de células horizontal} = \frac{0,5}{0,08} = 6 \quad (15)$$

Es decir, que tendremos un total de 72 células en cada panel solar de cada cara.

Otro factor muy interesante en este caso es la eficiencia de la célula que en este caso es de 0,291 la segunda más alta de este suministrador.

A continuación se presentan las dimensiones de la célula (cotas en mm)



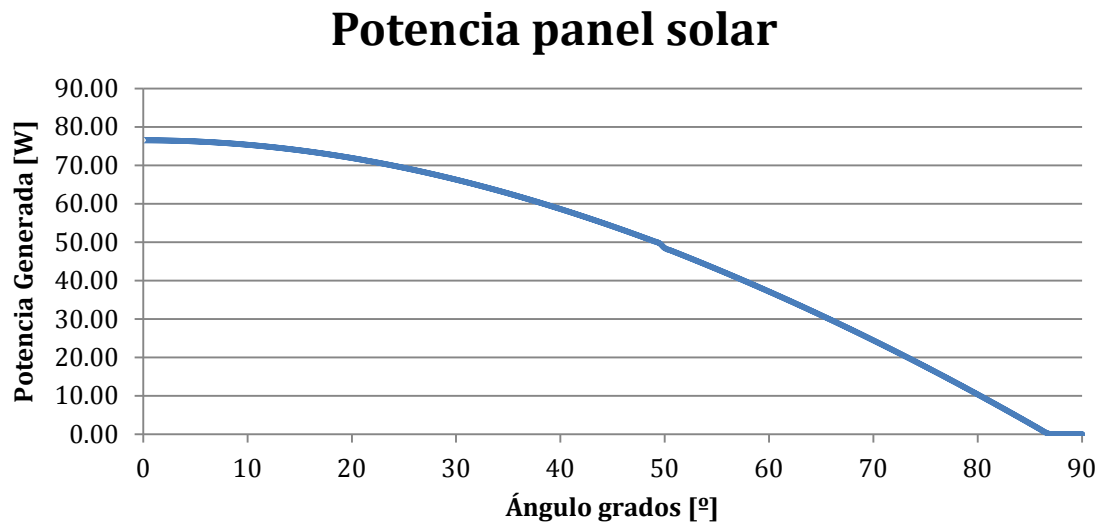
De las tablas expuestas previamente se desprende que la tensión V_{oc} para estas células es de 2,7 V. Una vez sabido esto y realizando operaciones aritméticas básicas se puede deducir la mejor aproximación que se adapte a los 28 V. Para ello, dividimos 32 entre 2,7 V, obteniendo que serían necesarias unas 11,85 células en serie para obtener una tensión de 32 voltios.

Como ya se lleva repitiendo varias veces, el número de células que integra cada grupo debe ser divisor de 72, por lo tanto se han seleccionado 12 células por grupo, las cuales producirán una tensión de 32,4 V. Como es de esperar, habrá 6 grupos de células, cada uno integrado por 12 células conectadas en serie que generarán una tensión de 32,4 V.

Una vez conocido esto, como sabemos que la superficie de la cara es de $0,25 \text{ m}^2$ y hay 72 células de $0,003018 \text{ m}^2$ se concluye que la superficie del panel aprovechable es de el 86,9%.

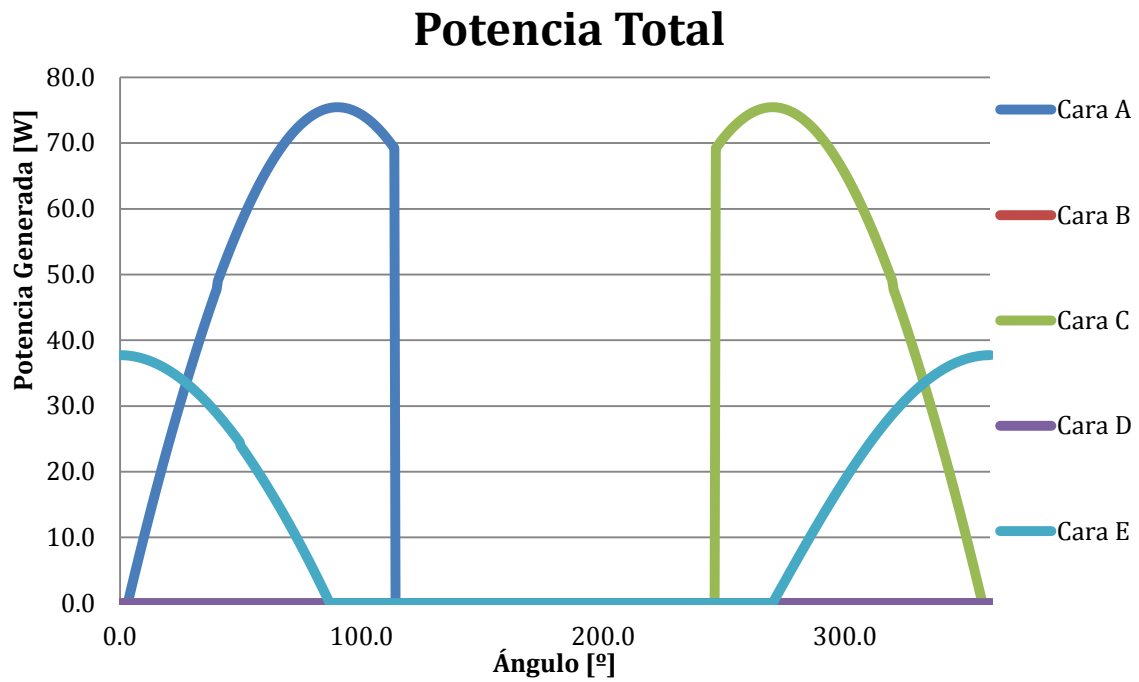
La siguiente gráfica muestra la potencia generada por un panel solar formado por las 72 células en función del ángulo de incidencia de los paneles solares. Para la realización de estos cálculos se tomó que la radiación que recibía el

panel solar era de $1325,99 \text{ W/m}^2$, obtenida de [22]. Si se desea conocer la curva para la célula y no el panel solamente hay que dividir entre 72 los valores de la potencia arrojados por esta gráfica.



La potencia media para este panel solar es de 47,1 vatios.

A continuación se realiza el mismo procedimiento que con la célula anterior, representando la potencia generada por las 5 caras cubiertas de paneles, teniendo la cara del techo la mitad de las células. El “ángulo” que aparece en el eje x es el ángulo de la órbita, realizando un barrido completo para una órbita (de 0° a 360°).



Decir finalmente que la potencia media total obtenida por los paneles es de 45,2 W.

Célula fotovoltaica 3G30C% Advanced (Azur Space)



Figura 3:12 - Célula fotovoltaica 3G30C% Advanced

La célula fotovoltaica 3G30C% Advanced es una mejora de la anterior. Debido a un diseño optimizado de su matriz, es la célula fotovoltaica de Azur Space que mejor rendimiento en EOL ofrece.

Las dimensiones de este tipo de célula son de 80 x 40 mm², mientras que la cara de Gaia es de 0,5 x 0,5 m² por lo que:

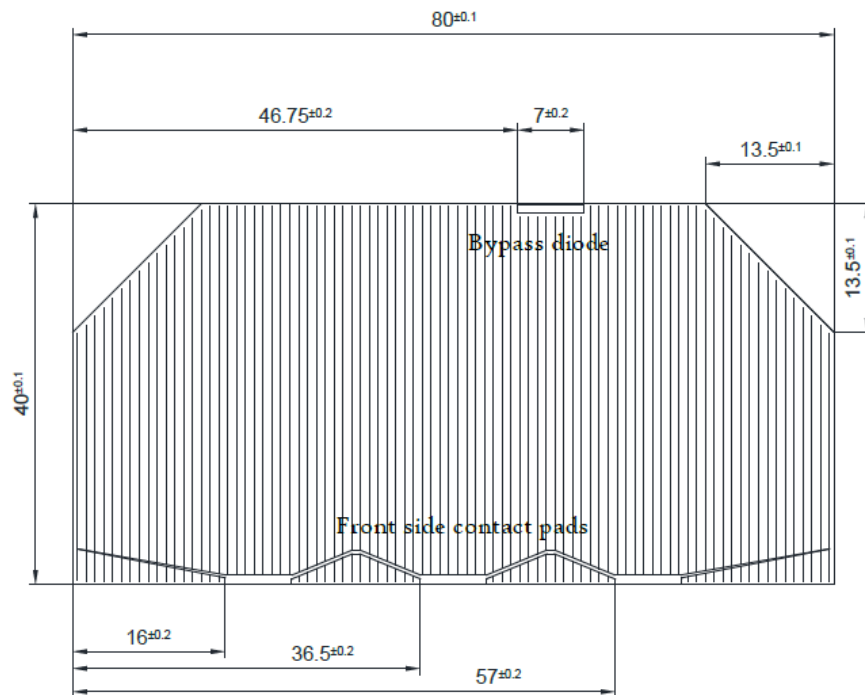
$$\text{número de células vertical} = \frac{0,5}{0,04} = 12 \quad (16)$$

$$\text{número de células horizontal} = \frac{0,5}{0,08} = 6 \quad (17)$$

Es decir, que tendremos un total de 72 células en cada panel solar de cada cara.

Otro factor muy interesante en este caso es la eficiencia de la célula que en este caso es de 0,298 (BOL), la más alta de todas las estudiadas.

A continuación se presenta una plano acotado de la célula (en mm):



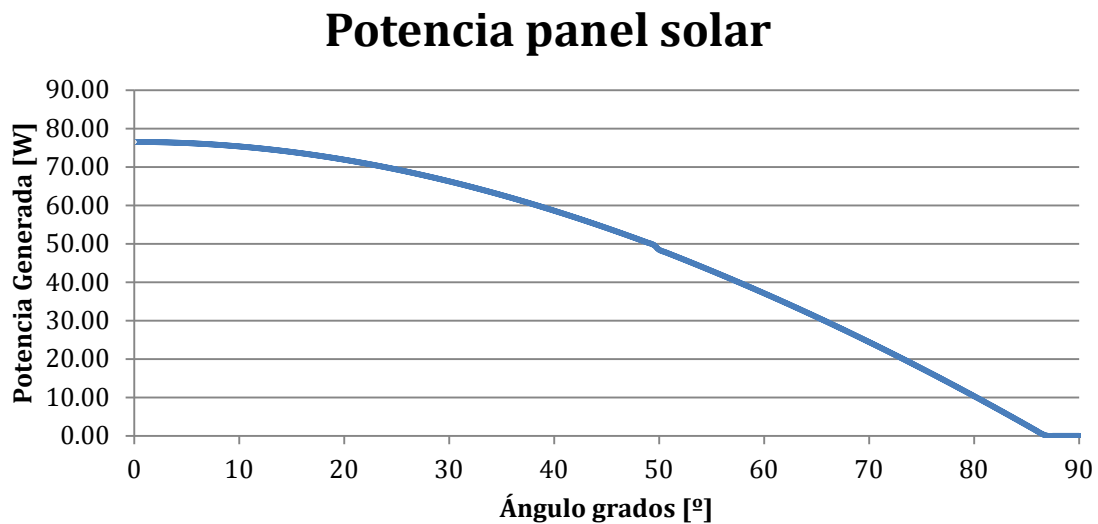
De las tablas expuestas previamente se desprende que la tensión V_{oc} para estas células es de 2,7V. Una vez sabido esto y realizando operaciones aritméticas básicas se puede deducir la mejor aproximación que se adapte a los 28 V. Para ello, dividimos 32 entre 2,7 V, obteniendo que serían necesarias unas 11,85 células en serie para obtener una tensión de 32 voltios.

Como ya se lleva repitiendo varias veces, el número de células que integra cada grupo debe ser divisor de 72, por lo tanto se han seleccionado 12 células por grupo, las cuales producirán una tensión de 32,4 V. Como es de esperar, habrá 6 grupos de células, cada uno integrado por 12 células conectadas en serie que generarán una tensión de 32,4 V.

Una vez conocido esto, como sabemos que la superficie de la cara es de $0,25 \text{ m}^2$ y hay 72 células de $0,003018 \text{ m}^2$ se concluye que la superficie del panel aprovechable es de el 86,9%.

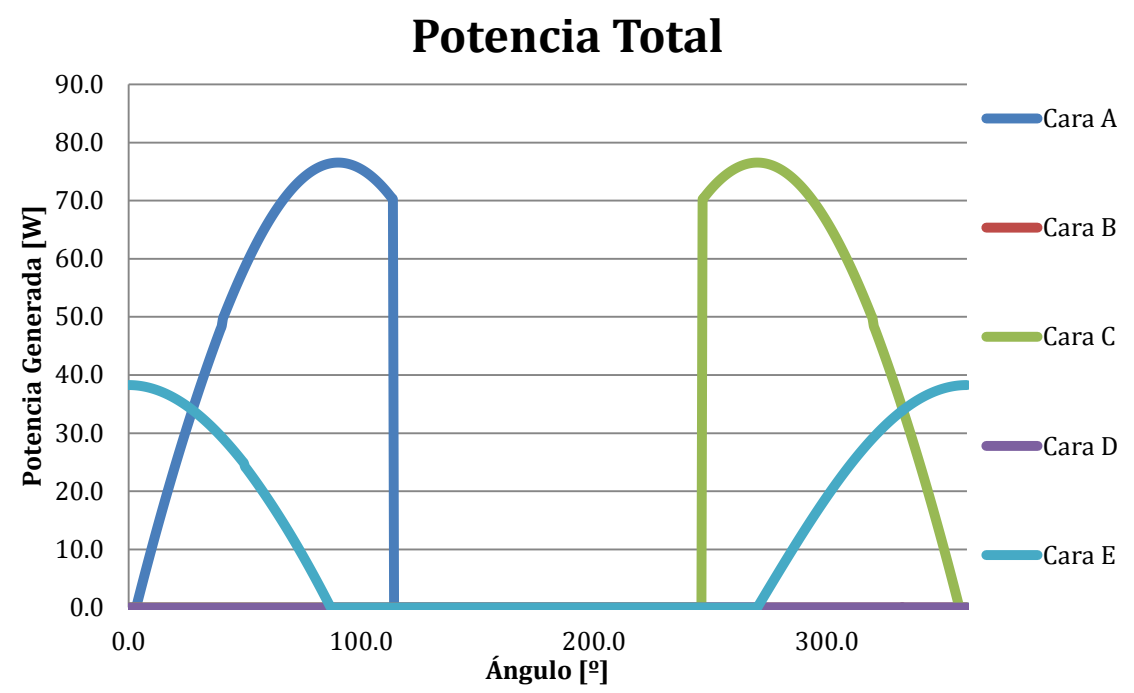
La siguiente gráfica muestra la potencia generada por un panel solar formado por las 96 células en función del ángulo de incidencia de los paneles solares. Para la realización de estos cálculos se tomó que la radiación que recibía el panel solar era de $1325,99 \text{ W/m}^2$, obtenida de [22]. Si se desea representar la

curva para la célula y no el panel solamente hay que dividir entre 72 los valores de la potencia arrojados por esta gráfica.



De esta gráfica se desprende que la potencia media es de 47,7 vatios, la más alta de todas las obtenidas, tal y como cabía esperar, pues el rendimiento de célula es de casi 0,3.

A continuación se realiza el mismo procedimiento que con la célula anterior, representando la potencia generada por las 5 caras cubiertas de paneles, teniendo la cara del techo la mitad de las células. El “ángulo” que aparece en el eje x es el ángulo de la órbita, realizando un barrido completo para una órbita (de 0° a 360°). La potencia media obtenida en este caso ha sido de 45,8 vatios.



Célula fotovoltaica ATJ (Emcore)



Figura 3:13 - Célula fotovoltaica ATJ

La célula solar ATJ es la que tiene menor masa de toda la oferta de Emcore. También destaca por su alta resistencia a la radiación y su buena resistencia mecánica.

Las dimensiones de este tipo de célula son de 80 x 33,2 mm², mientras que la cara de Gaia es de 0,5 x 0,5 m² por lo que:

$$\text{número de células vertical} = \frac{0,5}{0,0332} = 15 \quad (18)$$

$$\text{número de células horizontal} = \frac{0,5}{0,08} = 6 \quad (19)$$

Es decir, que tendremos un total de 90 células en cada panel solar de cada cara.

Otro factor muy interesante en este caso es la eficiencia de la célula que en este caso es de 0,275 (BOL).

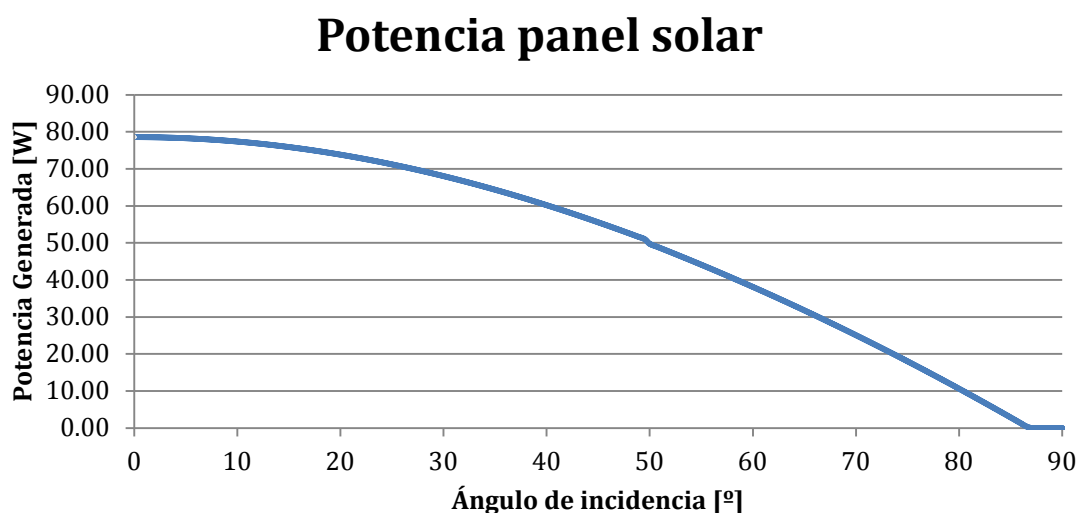
De la información suministrada por el fabricante se desprende que la tensión V_{oc} para estas células es de 2,6V. Una vez sabido esto y realizando operaciones aritméticas básicas se puede deducir la mejor aproximación que se

adapte a los 28 V. Para ello, dividimos 32 entre 2,6 V, obteniendo que serían necesarias unas 12,31 células en serie para obtener una tensión de 32 voltios.

Como se lleva repitiendo tantas veces, el número de células que integra cada grupo debe ser divisor de 90, por lo tanto se han seleccionado 10 células por grupo, las cuales producirán una tensión de 32,4 V. Como es de esperar, habrá 6 grupos de células, cada uno integrado por 12 células conectadas en serie que generarán una tensión de 26 V.

Una vez conocido esto, como sabemos que la superficie de la cara es de $0,25 \text{ m}^2$ y hay 90 células de $0,00266 \text{ m}^2$ se concluye que la superficie del panel aprovechable es de el 95,76%.

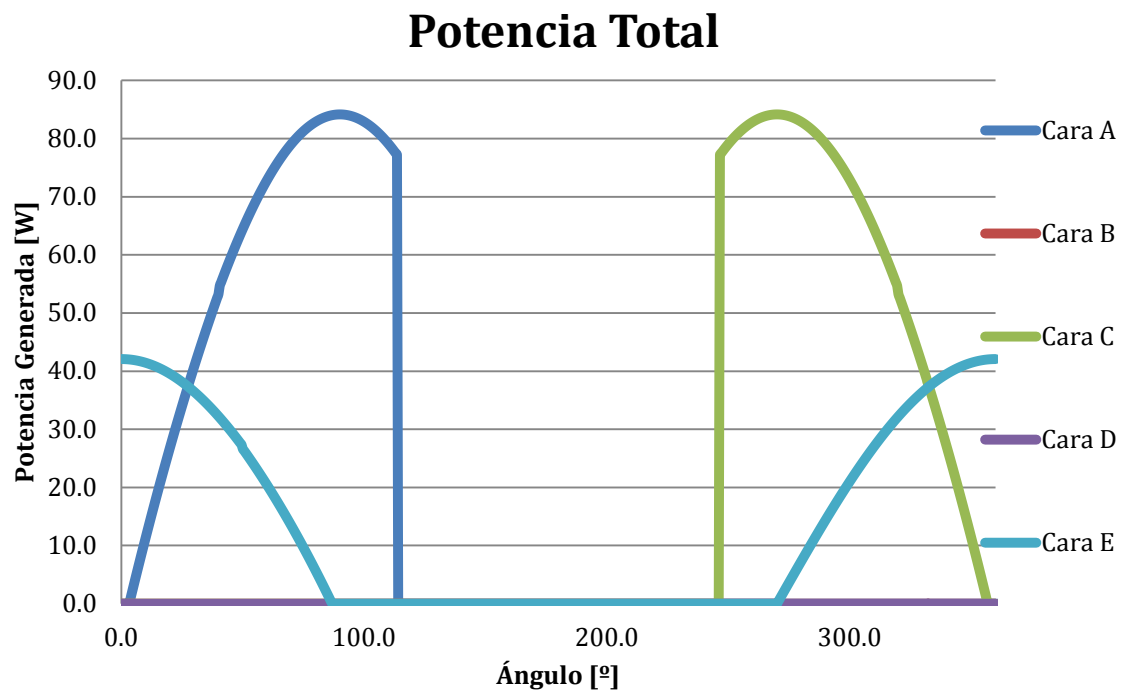
La siguiente gráfica muestra la potencia generada por un panel solar formado por las 90 células en función del ángulo de incidencia de los paneles solares. Para la realización de estos cálculos se decidió que la radiación que recibía el panel solar era de $1325,99 \text{ W/m}^2$, tomada de [22]. Si se desea obtener la curva para la célula y no el panel solamente hay que dividir entre 90 los valores de la potencia arrojados por esta gráfica.



A continuación se realiza el mismo procedimiento que con la célula anterior, representando la potencia generada por las 5 caras cubiertas de paneles, teniendo la cara del techo la mitad de las células. El “ángulo” que aparece en el eje x es el

ángulo de la órbita, realizando un barrido completo para una órbita (de 0° a 360°).

La potencia media obtenida en este caso ha sido de 46,9 vatios.



Célula fotovoltaica ATJM (Emcore)



Figura 3:14 - Célula fotovoltaica ATJM

Las dimensiones de este tipo de célula son de 81 x 33,8 mm², mientras que la cara de Gaia es de 0,5 x 0,5 m² por lo que:

$$\text{número de células vertical} = \frac{0,5}{0,0338} = 14 \quad (20)$$

$$\text{número de células horizontal} = \frac{0,5}{0,081} = 6 \quad (21)$$

Es decir, que tendremos un total de 84 células en cada panel solar de cada cara.

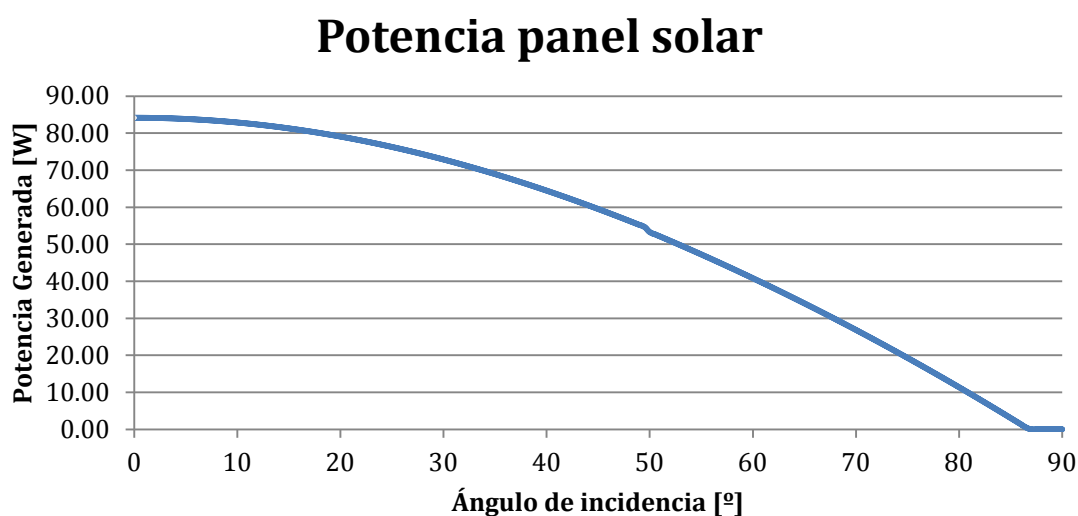
Otro factor muy interesante en este caso es la eficiencia de la célula que en este caso es de 0,27 (BOL).

De la información suministrada por el fabricante se desprende que la tensión V_{oc} para estas células es de 2,575 V. Una vez sabido esto y realizando operaciones aritméticas básicas se puede deducir la mejor aproximación que se adapte a los 28 V. Para ello, dividimos 32 entre 2,575 V, obteniendo que serían necesarias unas 12,43 células en serie para obtener una tensión de 32 voltios.

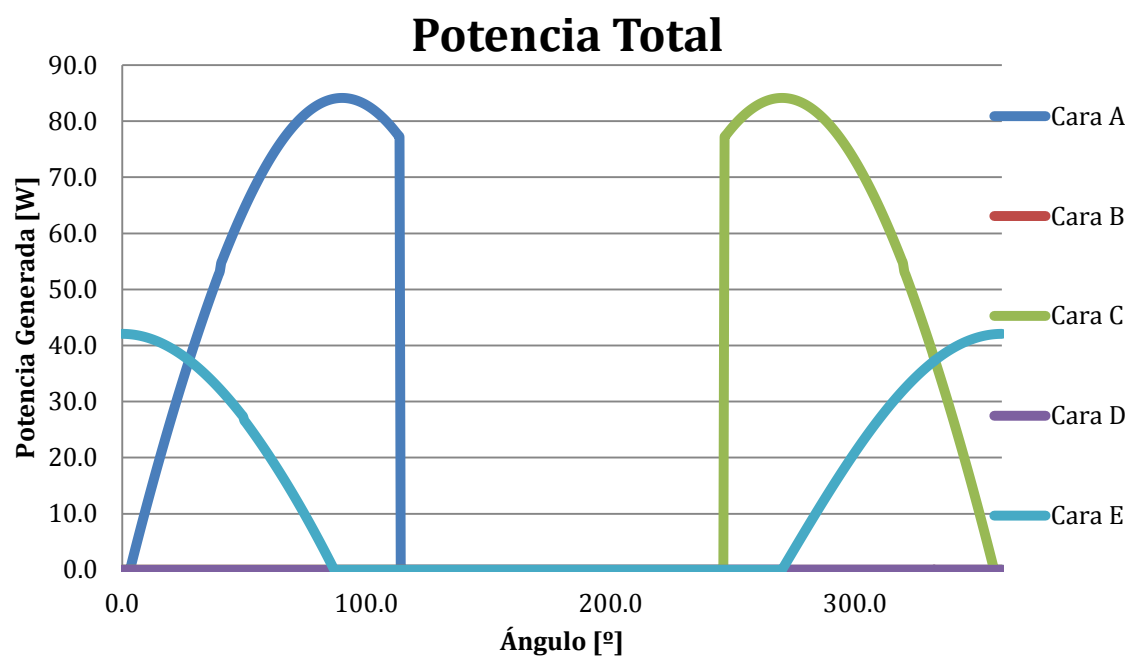
Como se lleva repitiendo tantas veces, el número de células que integra cada grupo debe ser divisor de 84, por lo tanto se han seleccionado 12 células por grupo, las cuales producirán una tensión de 30,9 V. Como es de esperar, habrá 7 grupos de células, cada uno integrado por 12 células conectadas en serie que generarán una tensión de 26 V.

Una vez conocido esto, como sabemos que la superficie de la cara es de $0,25 \text{ m}^2$ y hay 84 células de $0,002737 \text{ m}^2$ se concluye que la superficie del panel aprovechable es de el 91,99%.

La siguiente gráfica muestra la potencia generada por un panel solar formado por las 84 células en función del ángulo de incidencia de los paneles solares. Para la realización de estos cálculos se decidió que la radiación que recibía el panel solar era de $1325,99 \text{ W/m}^2$, tomada de [22]. Si se desea obtener la curva para la célula y no el panel solamente hay que dividir entre 84 los valores de la potencia arrojados por esta gráfica.



A continuación se realiza el mismo procedimiento que con la célula anterior, representando la potencia generada por las 5 caras cubiertas de paneles, teniendo la cara del techo la mitad de las células. El “ángulo” que aparece en el eje x es el ángulo de la órbita, realizando un barrido completo para una órbita (de 0° a 360°). La potencia media obtenida en este caso ha sido de 44,3 vatios.



Célula fotovoltaica BTJ (Emcore)



Figura 3:15 - Célula fotovoltaica BTJ

Las dimensiones de este tipo de célula son de 80 x 33,2 mm², mientras que la cara de Gaia es de 0,5 x 0,5 m² por lo que:

$$\text{número de células vertical} = \frac{0,5}{0,0332} = 15 \quad (22)$$

$$\text{número de células horizontal} = \frac{0,5}{0,08} = 6 \quad (23)$$

Es decir, que tendremos un total de 90 células en cada panel solar de cada cara.

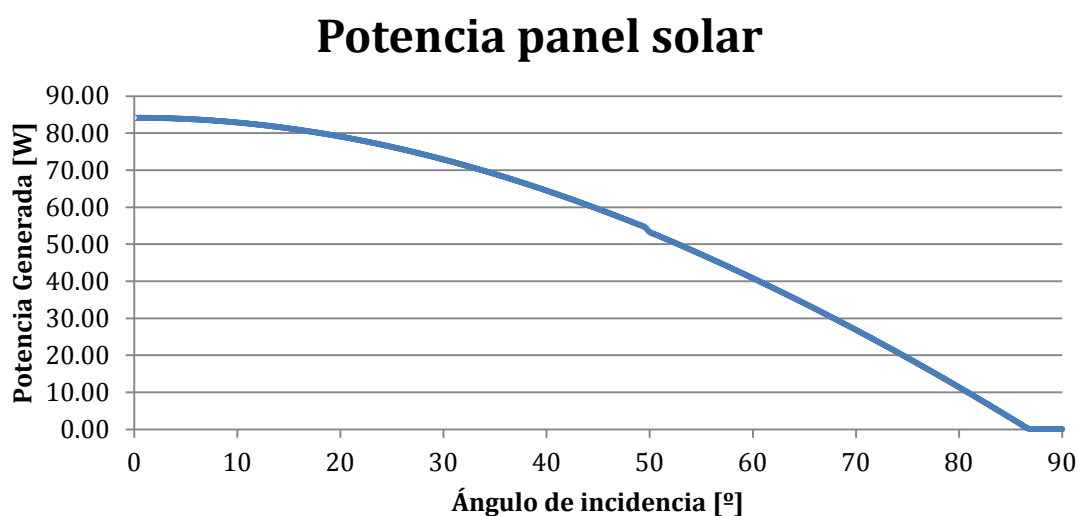
Otro factor muy interesante en este caso es la eficiencia de la célula que en este caso es de 0,285 (BOL).

De la información suministrada por el fabricante se desprende que la tensión V_{oc} para estas células es de 2,7 V. Una vez sabido esto y realizando operaciones aritméticas básicas se puede deducir la mejor aproximación que se adapte a los 28 V. Para ello, dividimos 32 entre 2,7 V, obteniendo que serían necesarias unas 11,85 células en serie para obtener una tensión de 32 voltios.

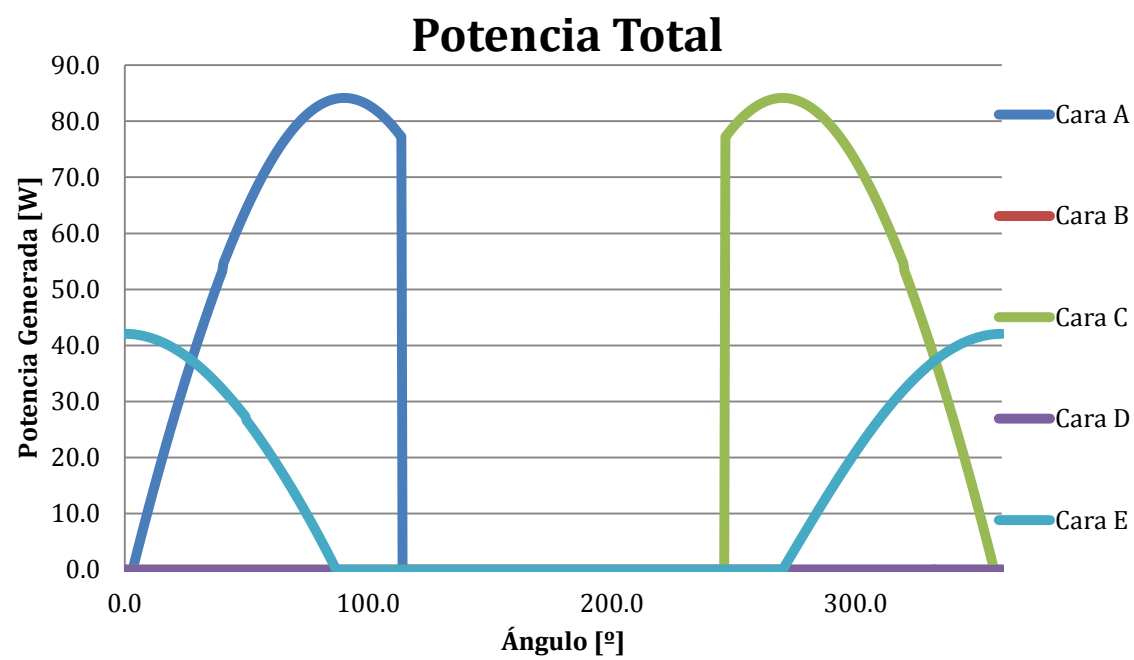
Como se lleva repitiendo tantas veces, el número de células que integra cada grupo debe ser divisor de 90, por lo tanto se han seleccionado 10 células por grupo, las cuales producirán una tensión de 32,4 V. Como es de esperar, habrá 6 grupos de células, cada uno integrado por 12 células conectadas en serie que generarán una tensión de 27 V.

Una vez conocido esto, como sabemos que la superficie de la cara es de $0,25 \text{ m}^2$ y hay 90 células de $0,00266 \text{ m}^2$ se concluye que la superficie del panel aprovechable es de el 95,76%.

La siguiente gráfica muestra la potencia generada por un panel solar formado por las 90 células en función del ángulo de incidencia de los paneles solares. Para la realización de estos cálculos se decidió que la radiación que recibía el panel solar era de $1325,99 \text{ W/m}^2$, tomada de [22]. Si se desea obtener la curva para la célula y no el panel solamente hay que dividir entre 90 los valores de la potencia arrojados por esta gráfica.



A continuación se realiza el mismo procedimiento que con la célula anterior, representando la potencia generada por las 5 caras cubiertas de paneles, teniendo la cara del techo la mitad de las células. El “ángulo” que aparece en el eje x es el ángulo de la órbita, realizando un barrido completo para una órbita (de 0° a 360°). La potencia media obtenida en este caso ha sido de 48,7 vatios.



Célula fotovoltaica BTJM (Emcore)

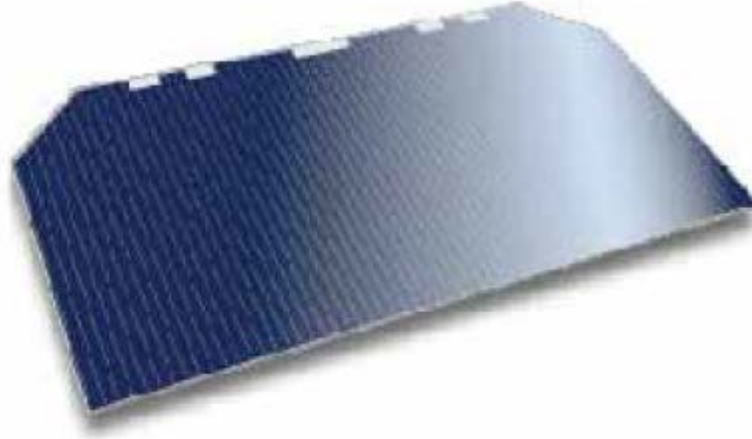


Figura 3:16 - Célula fotovoltaica BTJM

Las dimensiones de este tipo de célula son de 80 x 33,2 mm², mientras que la cara de Gaia es de 0,5 x 0,5 m² por lo que:

$$\text{número de células vertical} = \frac{0,5}{0,0332} = 15 \quad (24)$$

$$\text{número de células horizontal} = \frac{0,5}{0,08} = 6 \quad (25)$$

Es decir, que tendremos un total de 90 células en cada panel solar de cada cara.

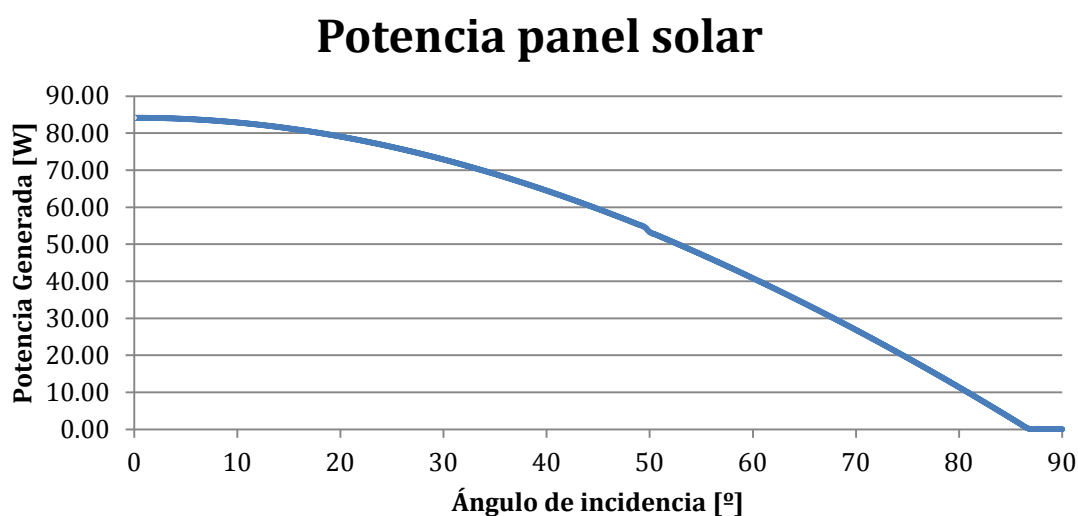
Otro factor muy interesante en este caso es la eficiencia de la célula que en este caso es de 0,28 (BOL).

De la información suministrada por el fabricante se desprende que la tensión V_{oc} para estas células es de 2,69 V. Una vez sabido esto y realizando operaciones aritméticas básicas se puede deducir la mejor aproximación que se adapte a los 28 V. Para ello, dividimos 32 entre 2,69 V, obteniendo que serían necesarias unas 11,89 células en serie para obtener una tensión de 32 voltios.

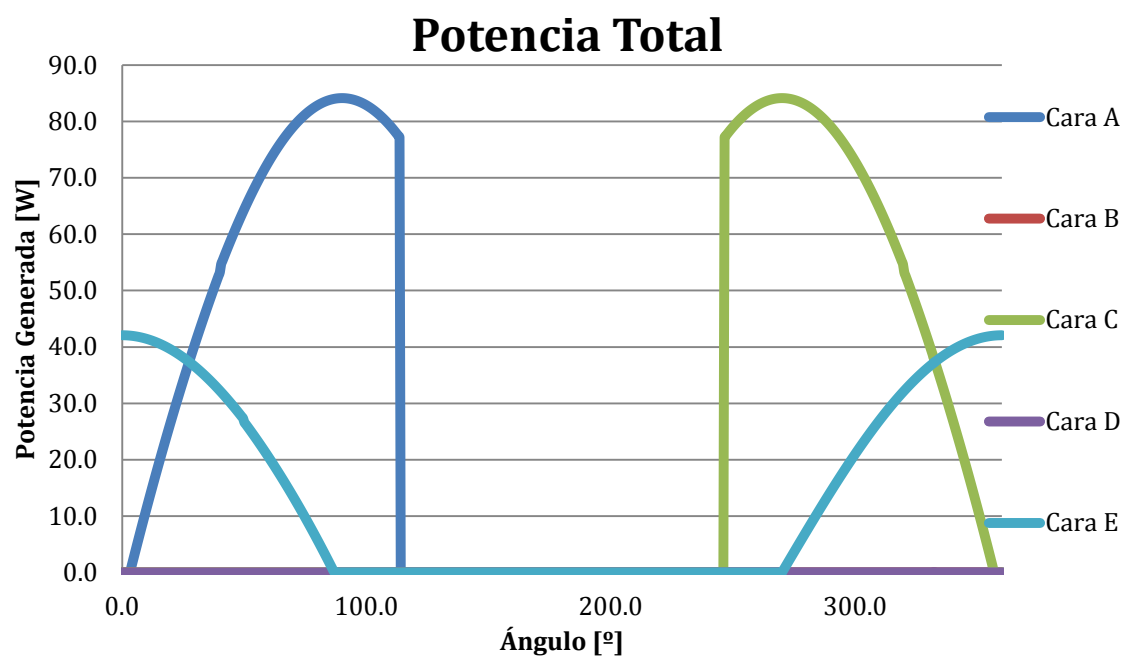
Como se lleva repitiendo tantas veces, el número de células que integra cada grupo debe ser divisor de 90, por lo tanto se han seleccionado 10 células por grupo, las cuales producirán una tensión de 26,9 V. Como es de esperar, habrá 6 grupos de células, cada uno integrado por 10 células conectadas en serie que generarán una tensión de 26,9 V.

Una vez conocido esto, como sabemos que la superficie de la cara es de $0,25 \text{ m}^2$ y hay 90 células de $0,00266 \text{ m}^2$ se concluye que la superficie del panel aprovechable es de el 95,76%.

La siguiente gráfica muestra la potencia generada por un panel solar formado por las 90 células en función del ángulo de incidencia de los paneles solares. Para la realización de estos cálculos se decidió que la radiación que recibía el panel solar era de $1325,99 \text{ W/m}^2$, tomada de [22]. Si se desea obtener la curva para la célula y no el panel solamente hay que dividir entre 90 los valores de la potencia arrojados por esta gráfica.



A continuación se realiza el mismo procedimiento que con la célula anterior, representando la potencia generada por las 5 caras cubiertas de paneles, teniendo la cara del techo la mitad de las células. El “ángulo” que aparece en el eje x es el ángulo de la órbita, realizando un barrido completo para una órbita (de 0° a 360°). La potencia media obtenida en este caso ha sido de 47,8 vatios.



Célula fotovoltaica ZTJ (Emcore)



Figura 3:17 - Célula fotovoltaica ZTJ

Las dimensiones de este tipo de célula son de 80 x 33,2 mm², mientras que la cara de Gaia es de 0,5 x 0,5 m² por lo que:

$$\text{número de células vertical} = \frac{0,5}{0,0332} = 15 \quad (26)$$

$$\text{número de células horizontal} = \frac{0,5}{0,08} = 6 \quad (27)$$

Es decir, que tendremos un total de 90 células en cada panel solar de cada cara.

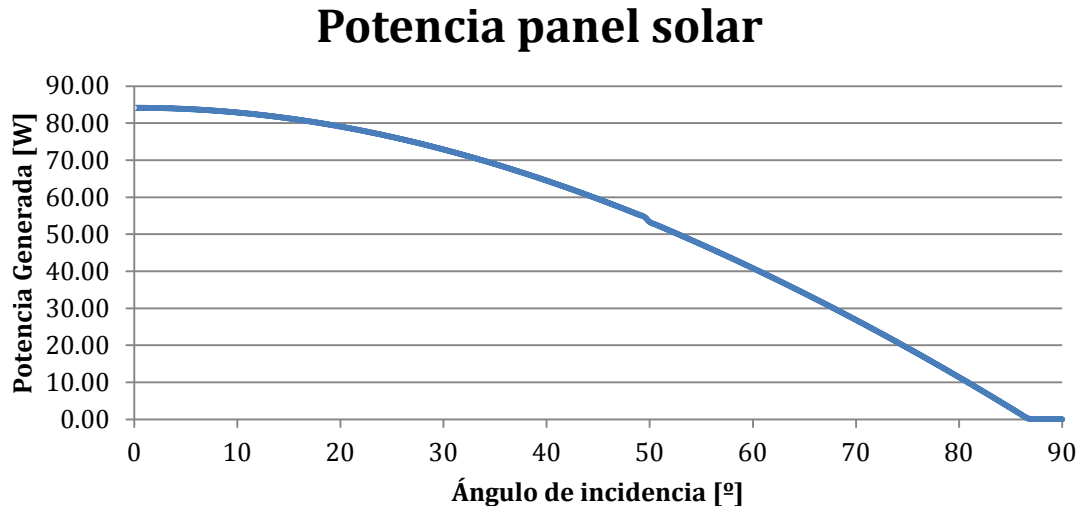
Otro factor muy interesante en este caso es la eficiencia de la célula que en este caso es de 0,295 (BOL), la más alta de este suministrador.

De la información suministrada por el fabricante se desprende que la tensión V_{oc} para estas células es de 2,726 V. Una vez sabido esto y realizando operaciones aritméticas básicas se puede deducir la mejor aproximación que se adapte a los 28 V. Para ello, dividimos 32 entre 2,726 V, obteniendo que serían necesarias unas 11,74 células en serie para obtener una tensión de 32 voltios.

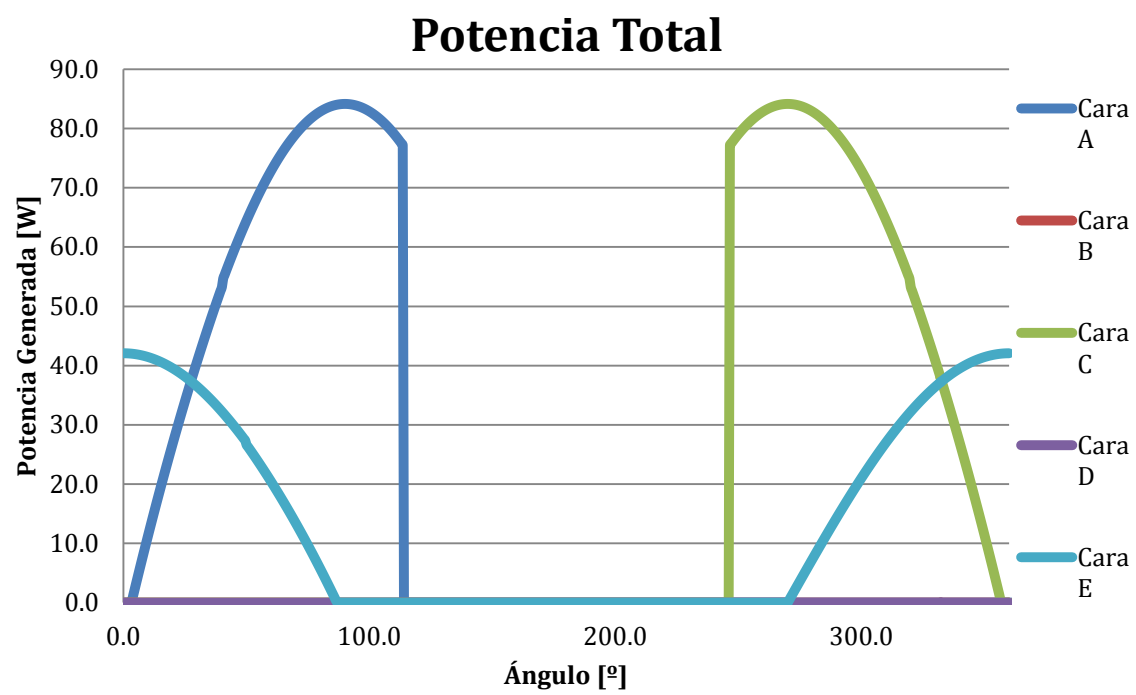
Como se lleva repitiendo tantas veces, el número de células que integra cada grupo debe ser divisor de 90, por lo tanto se han seleccionado 10 células por grupo, las cuales producirán una tensión de 27,26 V. Como es de esperar, habrá 6 grupos de células, cada uno integrado por 10 células conectadas en serie que generarán una tensión de 27,26 V.

Una vez conocido esto, como sabemos que la superficie de la cara es de $0,25 \text{ m}^2$ y hay 90 células de $0,00266 \text{ m}^2$ se concluye que la superficie del panel aprovechable es de el 95,76%.

La siguiente gráfica muestra la potencia generada por un panel solar formado por las 90 células en función del ángulo de incidencia de los paneles solares. Para la realización de estos cálculos se decidió que la radiación que recibía el panel solar era de $1325,99 \text{ W/m}^2$, tomada de [22]. Si se desea obtener la curva para la célula y no el panel solamente hay que dividir entre 90 los valores de la potencia arrojados por esta gráfica.



A continuación se realiza el mismo procedimiento que con la célula anterior, representando la potencia generada por las 5 caras cubiertas de paneles, teniendo la cara del techo la mitad de las células. El “ángulo” que aparece en el eje x es el ángulo de la órbita, realizando un barrido completo para una órbita (de 0° a 360°). La potencia media en este caso ha sido de 50,4 vatios.



Célula fotovoltaica XTJ (Spectrolab)

Spectrolab ofrece los tres modelos de células fotovoltaicas para aplicaciones espaciales en dos tamaños distintos. En el análisis de estas células se ha escogido el modelo pequeño de las tres células.



Figura 3:18 - Célula fotovoltaica XTJ

Las dimensiones de este tipo de célula son de 80 x 33,2 mm², mientras que la cara de Gaia es de 0,5 x 0,5 m² por lo que:

$$\text{número de células vertical} = \frac{0,5}{0,0332} = 15 \quad (28)$$

$$\text{número de células horizontal} = \frac{0,5}{0,08} = 6 \quad (29)$$

Es decir, que tendremos un total de 90 células en cada panel solar de cada cara.

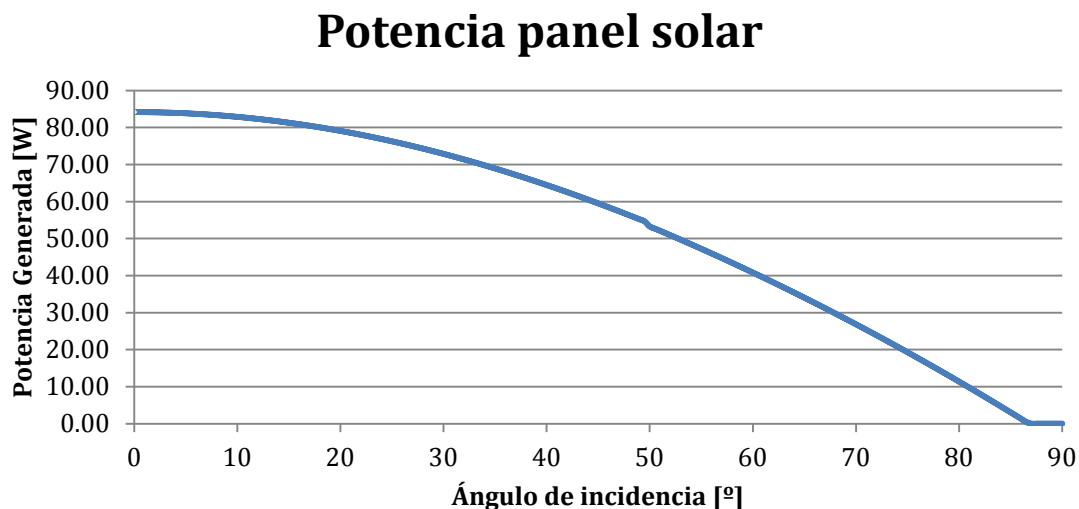
Otro factor muy interesante en este caso es la eficiencia de la célula que en este caso es de 0,295 (BOL), la más alta de este suministrador.

De la información suministrada por el fabricante se desprende que la tensión V_{oc} para estas células es de 2,633 V. Una vez sabido esto y realizando operaciones aritméticas básicas se puede deducir la mejor aproximación que se adapte a los 28 V. Para ello, dividimos 32 entre 2,633 V, obteniendo que serían necesarias unas 12,15 células en serie para obtener una tensión de 32 voltios.

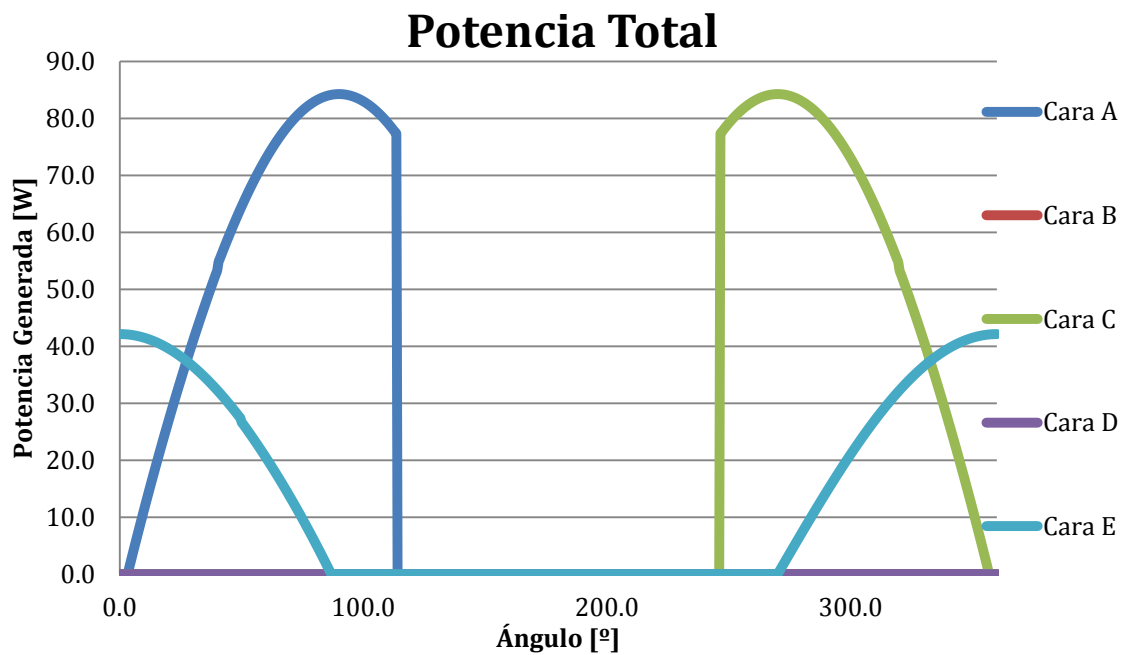
Como se lleva repitiendo tantas veces, el número de células que integra cada grupo debe ser divisor de 90, por lo tanto se han seleccionado 10 células por grupo, las cuales producirán una tensión de 26,33 V. Como es de esperar, habrá 6 grupos de células, cada uno integrado por 10 células conectadas en serie que generarán una tensión de 26,33 V.

Una vez conocido esto, como sabemos que la superficie de la cara es de $0,25 \text{ m}^2$ y hay 90 células de $0,00266 \text{ m}^2$ se concluye que la superficie del panel aprovechable es de el 95,76%.

La siguiente gráfica muestra la potencia generada por un panel solar formado por las 90 células en función del ángulo de incidencia de los paneles solares. Para la realización de estos cálculos se decidió que la radiación que recibía el panel solar era de $1325,99 \text{ W/m}^2$, tomada de [22]. Si se desea obtener la curva para la célula y no el panel solamente hay que dividir entre 90 los valores de la potencia arrojados por esta gráfica.



A continuación se realiza el mismo procedimiento que con la célula anterior, representando la potencia generada por las 5 caras cubiertas de paneles, teniendo la cara del techo la mitad de las células. El “ángulo” que aparece en el eje x es el ángulo de la órbita, realizando un barrido completo para una órbita (de 0° a 360°). La potencia media en este caso ha sido de 50,4 vatios.



Célula fotovoltaica UTJ (Spectrolab)



Figura 3:19 - Célula fotovoltaica UTJ

Las dimensiones de este tipo de célula son de 80 x 33,2 mm², mientras que la cara de Gaia es de 0,5 x 0,5 m² por lo que:

$$\text{número de células vertical} = \frac{0,5}{0,0332} = 15 \quad (30)$$

$$\text{número de células horizontal} = \frac{0,5}{0,08} = 6 \quad (31)$$

Es decir, que tendremos un total de 90 células en cada panel solar de cada cara.

Otro factor muy interesante en este caso es la eficiencia de la célula que en este caso es de 0,283 (BOL), la más alta de este suministrador.

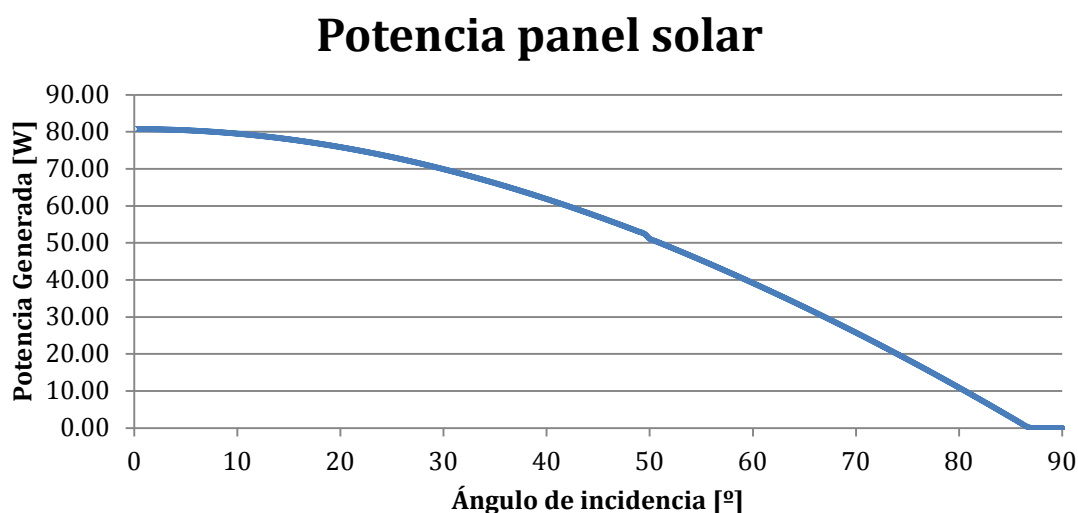
De la información suministrada por el fabricante se desprende que la tensión V_{oc} para estas células es de 2,660 V. Una vez sabido esto y realizando operaciones aritméticas básicas se puede deducir la mejor aproximación que se

adapte a los 28 V. Para ello, dividimos 32 entre 2,660 V, obteniendo que serían necesarias unas 12,03 células en serie para obtener una tensión de 32 voltios.

Como se lleva repitiendo tantas veces, el número de células que integra cada grupo debe ser divisor de 90, por lo tanto se han seleccionado 10 células por grupo, las cuales producirán una tensión de 26,6 V. Como es de esperar, habrá 6 grupos de células, cada uno integrado por 10 células conectadas en serie que generarán una tensión de 26,6 V.

Una vez conocido esto, como sabemos que la superficie de la cara es de $0,25 \text{ m}^2$ y hay 90 células de $0,00266 \text{ m}^2$ se concluye que la superficie del panel aprovechable es de el 95,76%.

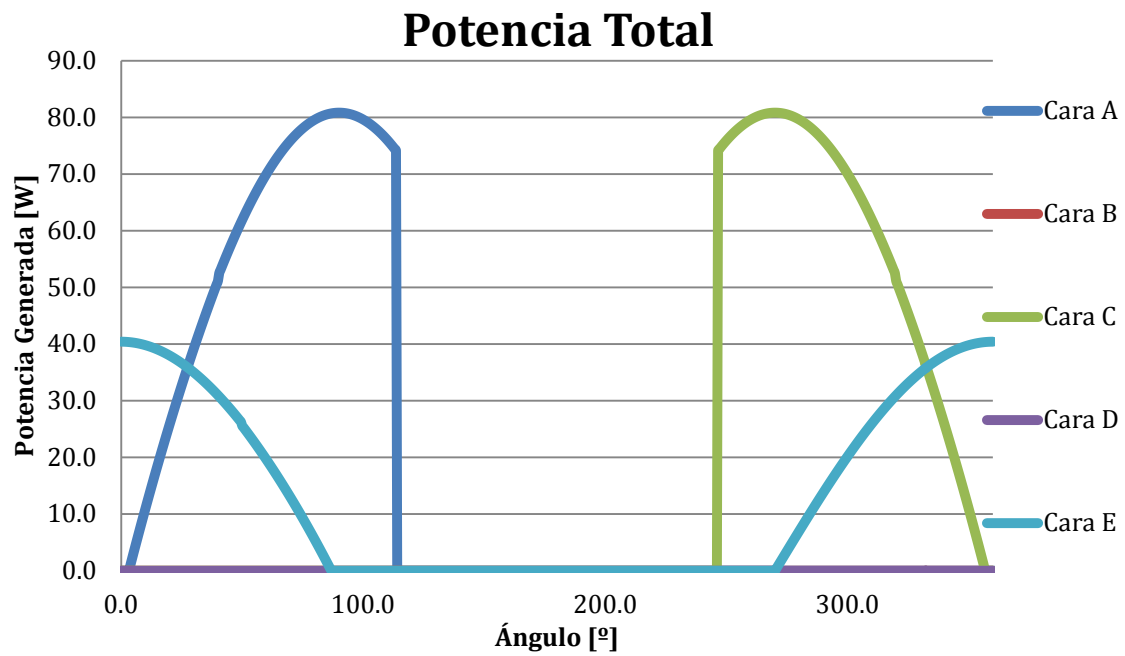
La siguiente gráfica muestra la potencia generada por un panel solar formado por las 90 células en función del ángulo de incidencia de los paneles solares. Para la realización de estos cálculos se decidió que la radiación que recibía el panel solar era de $1325,99 \text{ W/m}^2$, tomada de [22]. Si se desea obtener la curva para la célula y no el panel solamente hay que dividir entre 90 los valores de la potencia arrojados por esta gráfica.



A continuación se realiza el mismo procedimiento que con la célula anterior, representando la potencia generada por las 5 caras cubiertas de paneles, teniendo la cara del techo la mitad de las células. El “ángulo” que aparece en el eje x es el

ángulo de la órbita, realizando un barrido completo para una órbita (de 0° a 360°).

La potencia media en este caso ha sido de 48,4 vatios.



Célula fotovoltaica ITJ (Spectrolab)



Figura 3:20 - Célula fotovoltaica ITJ

Las dimensiones de este tipo de célula son de 80 x 33,2 mm², mientras que la cara de Gaia es de 0,5 x 0,5 m² por lo que:

$$\text{número de células vertical} = \frac{0,5}{0,0332} = 15 \quad (32)$$

$$\text{número de células horizontal} = \frac{0,5}{0,08} = 6 \quad (33)$$

Es decir, que tendremos un total de 90 células en cada panel solar de cada cara.

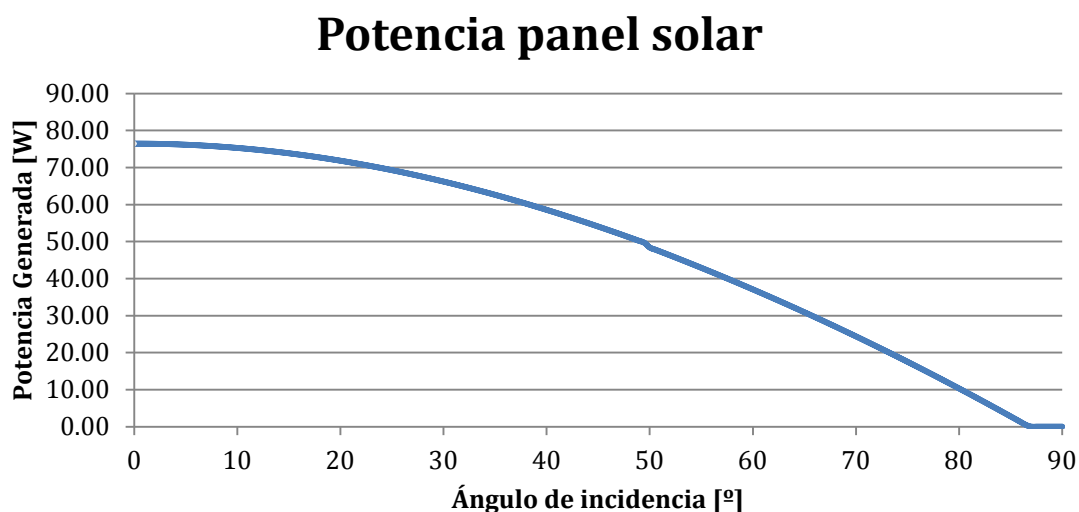
Otro factor muy interesante en este caso es la eficiencia de la célula que en este caso es de 0,268 (BOL), la más alta de este suministrador.

De la información suministrada por el fabricante se desprende que la tensión V_{oc} para estas células es de 2,565 V. Una vez sabido esto y realizando operaciones aritméticas básicas se puede deducir la mejor aproximación que se adapte a los 28 V. Para ello, dividimos 32 entre 2,565 V, obteniendo que serían necesarias unas 12,47 células en serie para obtener una tensión de 32 voltios.

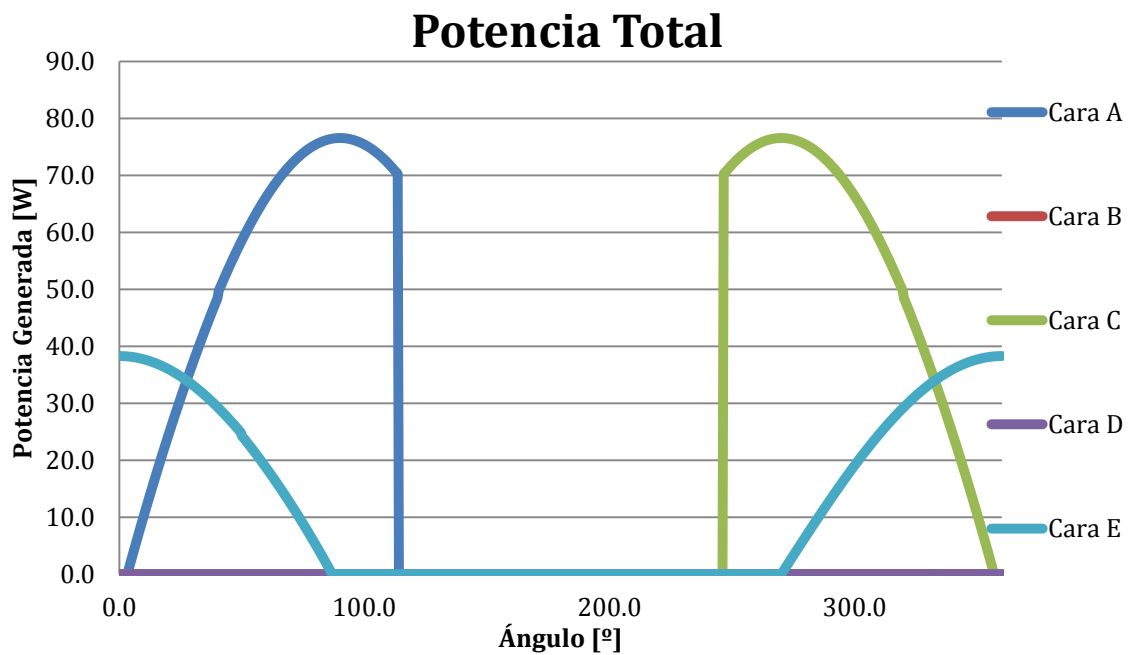
Como se lleva repitiendo tantas veces, el número de células que integra cada grupo debe ser divisor de 90, por lo tanto se han seleccionado 10 células por grupo, las cuales producirán una tensión de 25,65 V. Como es de esperar, habrá 6 grupos de células, cada uno integrado por 10 células conectadas en serie que generarán una tensión de 25,65 V.

Una vez conocido esto, como sabemos que la superficie de la cara es de $0,25 \text{ m}^2$ y hay 90 células de $0,00266 \text{ m}^2$ se concluye que la superficie del panel aprovechable es de el 95,76%.

La siguiente gráfica muestra la potencia generada por un panel solar formado por las 90 células en función del ángulo de incidencia de los paneles solares. Para la realización de estos cálculos se decidió que la radiación que recibía el panel solar era de $1325,99 \text{ W/m}^2$, tomada de [22]. Si se desea obtener la curva para la célula y no el panel solamente hay que dividir entre 90 los valores de la potencia arrojados por esta gráfica.



A continuación se realiza el mismo procedimiento que con la célula anterior, representando la potencia generada por las 5 caras cubiertas de paneles, teniendo la cara del techo la mitad de las células. El “ángulo” que aparece en el eje x es el ángulo de la órbita, realizando un barrido completo para una órbita (de 0° a 360°). La potencia media en este caso ha sido de 45,8 vatios.



Elección

Se ha decidido elegir la célula fotovoltaica 3G28% de Azur Space como la que empleará el satélite en su misión. Cuando se estaba realizando la clasificación y selección de las células solares, se suponía que había que cubrir al máximo las caras del satélite con el objetivo de conseguir la máxima potencia. Sin embargo, después de unos cálculos posteriores, se decidió que las caras del satélite no estarán cubiertas de células solares al máximo de su capacidad, pues se produciría un exceso de potencia y supondría una inversión económica mayor que la necesaria. Tras realizar alguna iteración y simulación al respecto, se ha decidido que para los requerimientos de la misión el satélite dispondrá de cuarenta células en las caras laterales y veinte en el techo. La simulación realizada en el punto 3.6 se ha hecho con ese tipo de célula y esa cantidad.

3.5 Baterías

3.5.1 Introducción

En este capítulo se realizará un estudio de las baterías equipadas a bordo del satélite propuesto. Una batería consiste en un conjunto de células o celdas conectadas en serie. El número de células requerido depende de la tensión de bus.

La acción de dividir las baterías en un número de unidades idénticas ha proporcionado grandes ventajas en la industria aeroespacial. Empleando la disposición de celdas serie-paralelo se consigue gran flexibilidad en el diseño de la batería, ya que simplemente alterando la matriz de celdas se puede modificar la tensión de bus sin necesidad de realizar un verdadero rediseño de la misma.

La Figura 3:21 corresponde a un esquema eléctrico de la batería con sus distintas celdas.

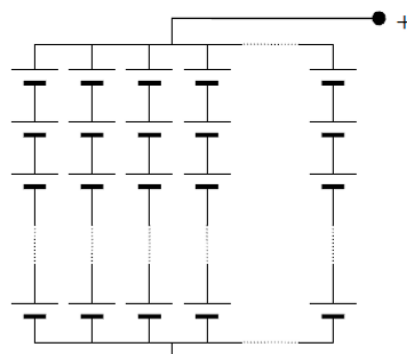


Figura 3:21 - Batería en celdas

La posibilidad de diseñar desde cero una batería ha sido descartada, por lo que se tendrá que elegir el modelo de batería que más se adapte a nuestras necesidades de entre las ofertadas por los fabricantes.

La función de las baterías es proporcionar energía a los distintos subsistemas del satélite cuando los paneles solares no puedan hacerlo. El diseño de las baterías se ve enormemente influenciado por la tecnología que se quiera emplear. En general se puede decir que hoy en día las baterías más utilizadas en la industria

aeroespacial son las de Ni-Cd y las de Li-ion, por lo que solamente se realizará el análisis de estos dos tipos.

En cuanto a diferencias de estas dos clases decir que las de Li-ion son más nuevas, y se han introducido en el mercado de los productos SQ¹³ hace relativamente poco tiempo. Tienen una menor experiencia con los satélites, pero también poseen un menor peso y una mayor densidad de energía. Los de Ni-Cd son más tradicionales en la industria espacial, dentro de sus características cabe destacar su bajo precio (aproximadamente un 50% menor) y su experiencia, ya que se han probado en innumerables misiones. Aunque un inconveniente de este tipo de baterías (Ni-Cd) es que sufren el denominado efecto memoria¹⁴, por lo que cada cierto número de ciclos requieren ser descargadas completamente.

3.5.2 Parámetros principales

Los parámetros principales que determinan el funcionamiento de la batería así como su comportamiento son la velocidad de carga-descarga, el nivel de sobrecarga, la profundidad de descarga (DOD) y la sensibilidad de la batería a los problemas térmicos que se puedan producir (como sobrecalentamientos).

- **Profundidad de descarga (DOD):** La profundidad de descarga es el tanto por ciento de la capacidad de la batería que se consume durante el período de descarga. Varía inversamente proporcional al número de ciclos de la batería, es decir, que cuantos más ciclos haya realizado, menor DOD tendrá. En las órbitas LEO (como es el caso) al tener una altitud baja, tendrá un período pequeño, realizando

¹³ Los productos *Space Qualified* (SQ) son aquellos que han pasado una serie de pruebas, ensayos y tests resultando aptos para su uso en sistemas espaciales.

¹⁴ El efecto memoria es un fenómeno que reduce la capacidad de las baterías con cargas incompletas. Se produce cuando se carga una batería sin haber sido descargada del todo: se crean unos cristales en el interior de estas baterías, a causa de una reacción química al calentarse la batería, bien por uso o por las malas cargas.

órbitas en mucho menor tiempo que otras órbitas con mayor altitud. Consecuentemente el número de eclipses será alto (15 por día, como más adelante se explicará en el apartado 3.6) desembocando en un número de ciclos muy alto y un DOD relativamente bajo. En el caso opuesto al estudiado tenemos las órbitas GEO y HEO.

- **Temperatura:** Como ya se explicó en el apartado 2.5 es muy importante tener en cuenta la temperatura a la que está en todo momento el ingenio espacial así como la velocidad de sus variaciones. Las baterías tienen un rango de temperaturas estricto, que, si se sobrepasa por cualquiera de los dos límites (ya sea superior o inferior) conllevaría un riesgo de pérdida de la batería y consecuentemente de la misión espacial. Además, aunque se trabaje entre estos límites térmicos, el rendimiento de la batería variará, pues a menor temperatura las reacciones químicas se producen con más lentitud disminuyendo como consecuencia el voltaje de salida que proporciona ésta y su rendimiento.
- **Densidad de energía:** la densidad de energía representa la cantidad de energía acumulada en un sistema dado o en una región del espacio, por unidad de volumen en un punto. Cuanto mayor sea la densidad de energía, más energía habrá disponible para acumular o transportar por volumen o por masa dados. La densidad de energía en baterías químicas se mide en $W \cdot h/l$. [1, 33]
- **Energía específica:** es la cantidad de energía por kg de batería. Es un parámetro bastante útil a la hora de saber “cuánto pesa” la energía que te proporciona una batería en función de su naturaleza química. Sirve para distinguir las baterías que para una misma cantidad de energía tienen una masa menor. Se mide en $W \cdot h/kg$.

- **Ciclos de vida** (traducción de *Cycle Life* del inglés): Número de ciclos de carga-descarga a los que se puede someter a la batería sin que ésta quede inutilizada. La batería se considera inutilizada cuando al menos una de las celdas falla.
- **Voltaje de corte (*Cut-off Voltage*)**: El voltaje de corte es el voltaje que da la batería en el momento en el que se considera completamente descargada.

Además de éstos, existen muchos otros parámetros que se usan en el diseño de baterías químicas, sin embargo se ha decidido definirlos cuando aparezcan.

En la siguiente figura se presenta una curva de carga y descarga para una batería genérica. El eje x representa el estado de carga/descarga y el eje y la tensión. El objetivo del usuario es intentar modificar la curva para conseguir que la zona de descarga sea lo más plana y horizontal posible, pues así nos aseguramos durante un mayor tiempo una tensión de salida constante. Además, se puede obtener mucha más información de la curva carga-descarga de las baterías como por ejemplo el comportamiento de ésta durante el proceso de carga, muy importante para intentar evitar que se sobrecargue.

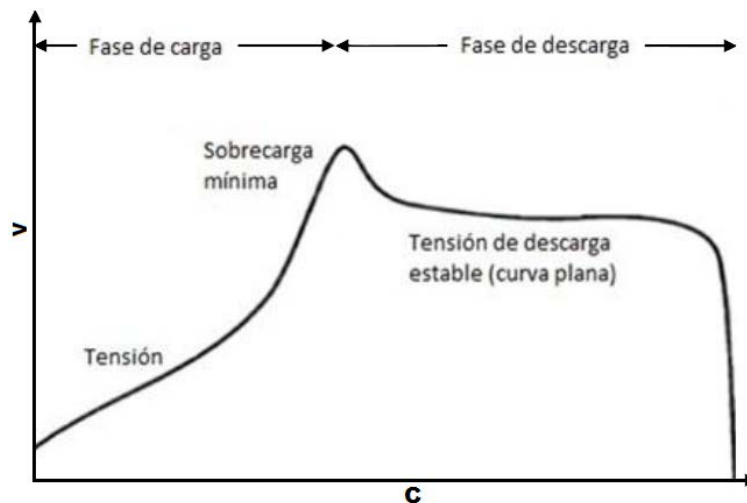


Figura 3:22 - Curva carga-descarga baterías[2]

El diseño de la batería así como su selección comienzan realizando un análisis de los distintos tipos (y no modelos) de baterías que existen en el mercado. La clasificación de los tipos de baterías se realiza en función de su naturaleza química y la elección de éstas se hará dependiendo del tipo de misión.

A continuación se presenta una gráfica [1] donde se distinguen distintos tipos de baterías en función de su densidad de energía y su energía específica. Como se puede apreciar, la comparativa realizada previamente entre las baterías de Li-ion y las de Ni-Cd se corrobora. Al estar más alejadas del origen de coordenadas que las de Ni-Cd, las de Li-ion tienen mayor energía específica y densidad de energía. Hay que añadir también que en esta gráfica están introducidas bastantes más tipos de baterías (siempre distinguidas en función de su naturaleza química), sin embargo, y repitiendo también lo explicado antes, no se va a considerar emplearlas porque son tipos menos comunes y por lo tanto menos testadas en la industria aeroespacial.

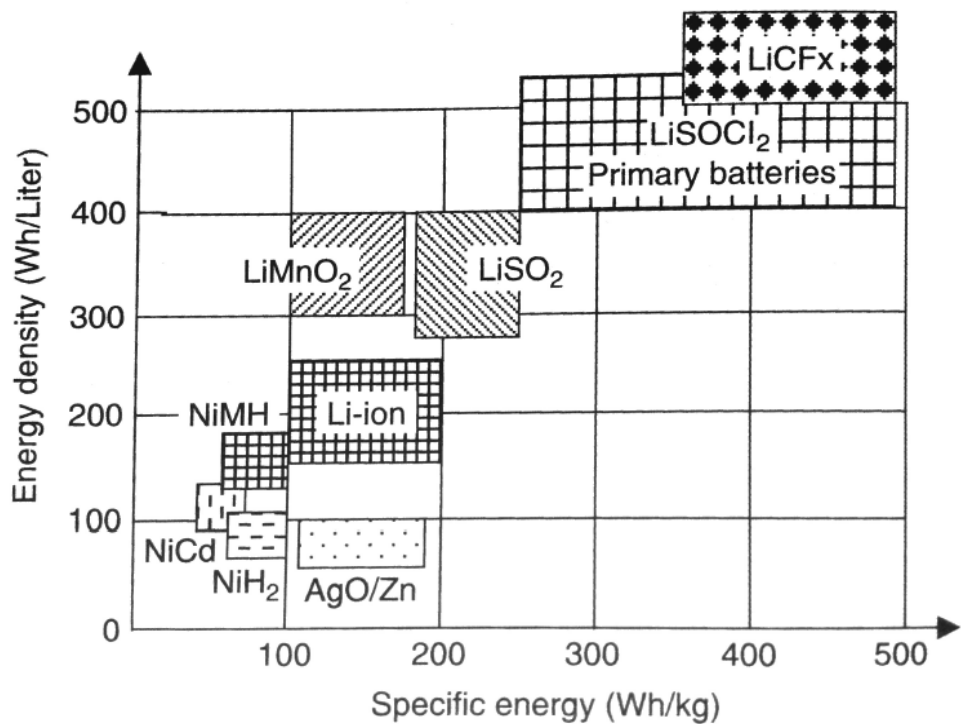


Figura 3:23 - Energía específica y densidad de energía baterías[1]

La siguientes tablas [1] resumen las propiedades de los distintos tipos de baterías realizando además comentarios que aportan información adicional al lector.

Tabla 17 - Propiedades tipos de baterías [1]

Tipo	Voltaje de corte	Voltaje de descarga	Voltaje de carga terminal	Comentarios
NiCd	1.0	1.25	1.55	Tiene efecto memoria
NiH ₂	1.0	1.25	1.55	No tiene efecto memoria
NiMH	1.0	1.25	1.55	Sensible a la temperatura
Li-ion	2.7	3.50	4.20	Segura, no contiene litio metálico
Li-Polímero	2.7	3.50	4.20	Contiene litio metálico
Plata-Zinc	1.3	1.50	2.05	-

Esta tabla es completada por la siguiente, pues se amplía la información de cada una de los tipos de baterías con datos (esta vez numéricos y no gráficos) de la

densidad de energía, la energía específica, la potencia específica y la densidad de potencia.

Tabla 18 - Propiedades tipo baterías 2 [1]

Tipo	Energía específica [Wh/kg]	Densidad de energía [Wh/l]	Potencia específica [W/kg]	Densidad de potencia [W/l]
NiCd	40-5	50-100	150-200	300-500
NiH ₂	45-65	35-50	150-200	200-300
NiMH	50-70	140-180	150-00	300-500
Li-ion	90-150	150-250	200-220	400-500
Li-Polímero	100-200	150-300	>200	>400

De aquí se puede deducir que al modificarse el tipo de batería apenas hay variación en las columnas de potencia específica y densidad de potencia. Por el contrario, en las columnas de la energía la oscilación es mayor.

Antes de comenzar con los cálculos se ha decidido mostrar una pequeña gráfica comparativa en la que están ordenadas los distintos tipos de baterías de mayor a menor peso tomando como referencia las de Ni-Cd.

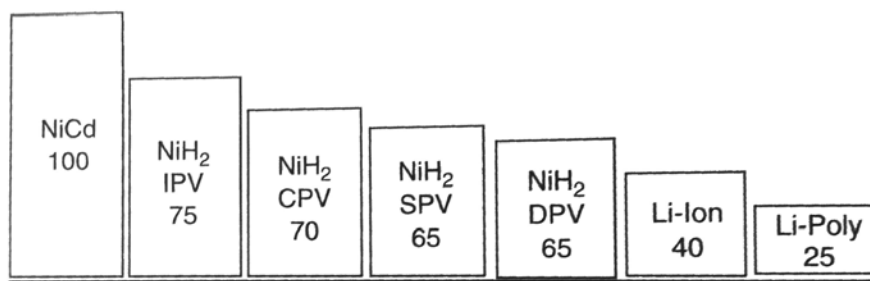


Figura 3:24 - Comparativa de peso de distintos tipos de baterías empleadas en la industria espacial

3.5.3 Determinación parámetros baterías

En el presente capítulo se realizarán unos primeros cálculos con el objetivo de determinar algunos parámetros de las baterías tales como la profundidad de descarga o la capacidad de la batería para más tarde usarlo como filtro a la hora de realizar una selección de modelo y fabricante de baterías.

La tensión del bus de salida es la tensión que proporciona la batería y consecuentemente la tensión a la que estarán sometidas los componentes embarcados del ingenio a no ser que se modifique por requerimientos de algún subsistema. El número de celdas totales conectadas en serie (N) será función de la tensión media de cada una de las celdas (denominada como V_{bat}). Sin embargo esto no se limita a una suma de tensiones de cada una de las células, también hay que tener en cuenta la tensión del diodo de aislamiento que el control de potencia introduce (V_{diode}). Por lo que se concluye mediante la siguiente expresión [2] que la tensión de bus es:

$$V_{bus} = V_{bat} \cdot (N - 1) - V_{diode} = 28 \text{ V} \quad (34)$$

En la siguiente tabla se presenta la tensión de la batería en función del número de celdas para una tensión de bus de 28 V.

Tabla 19 - Número de celdas vs tensión batería

N	V_{bat}
30	1.00
29	1.04
28	1.08
27	1.12
26	1.16
25	1.21
24	1.27
23	1.32
22	1.39
21	1.46
20	1.53
19	1.62
18	1.71
17	1.82
16	1.94
15	2.08
14	2.24
13	2.43
12	2.65
11	2.91
10	3.23

A continuación se procederá a realizar el cálculo de la capacidad en amperios por hora del conjunto de las N celdas necesarias para alimentar al satélite en el período de eclipse.

La capacidad de la batería viene determinada por la siguiente expresión:

$$C_{chg} = \frac{\frac{P_e}{X_e} \cdot t_e}{V_{bus} \cdot DOD} \quad (35)$$

Donde:

- P_e es la potencia media necesaria durante la fase de eclipse
- t_e tiempo en horas que dura la fase de eclipse
- DOD es la profundidad de descarga
- V_{bus} es la tensión de bus a la que trabajan los equipos embarcados del satélite.
- X_e es un factor corrector

Para la potencia en eclipse se han considerado varios factores. La potencia media en eclipse de Gaia cuando no pasa por la estación de seguimiento es de 19 W (calculado en 3.6.3). Sin embargo, una vez al día el satélite pasa por encima de la estación de seguimiento cuando está en eclipse, aumentando en este caso la potencia media a 29,78 W. Como consecuencia se ha realizado una media ponderada de ambas potencias, obteniendo un promedio total de 19,72 W. El valor promedio de potencia es tan cercano a 19 porque por cada vez que tenemos un consumo de 29,78 W en eclipse, existen otros 14 consumos de 19. Por todo esto se ha tomado un valor de $P_e = 19,72 \text{ W}$

El período del satélite ha sido calculado en el apartado 2.1.5. Como 96,52 minutos y modificado en la nota al pie numerada como 15 (página 211) a 5801,06 segundos. Cambiando de unidades obtenemos 1.61 horas. De ese tiempo, aproximadamente el 36% está en eclipse, por lo que operando se obtiene que el

satélite pasará casi 35 minutos en eclipse por cada órbita que dé. Pasando a horas obtenemos 0,5801 h.

El valor de X_e se ha obtenido de [20] al igual que el de DOD . Se ha decidido tomar esos valores porque ambos satélites tienen un objetivo similar y una órbita muy parecida. Por lo tanto se sabe que $X_e = 0,6$ y $DOD = 20\%$

Una vez sabido esto, operando se obtiene el valor de C_{chg} :

$$C_{chg} = \frac{\frac{19,72W}{0,6} \cdot 0,5801h}{28V \cdot 0,2} = 3,40 A \cdot h \quad (36)$$

Otra actuación a tener en cuenta en las baterías es la recarga. En el caso de que se emplee una corriente excesivamente alta se puede producir sobrecalentamiento de las baterías, es por esto que se considera necesario estimar la intensidad máxima de recarga. Esta intensidad se obtiene mediante la siguiente fórmula obtenida de [34] Es la correspondiente a una recarga completa en 15 horas.

$$R_{chg} = \frac{C_{chg}}{t} \quad (37)$$

Donde con $t = 15$ horas obtenemos una R_{chg} de 0,227 A. (para una DOD de 20%). Es decir, que en la carga de las baterías no debería sobrepasarse los 0,227 amperios.

Con los datos obtenidos tenemos la suficiente información como para calcular el número de grupos de baterías necesarios N_g , ya que se sabe que la energía de las baterías que han de proporcionar durante el período de eclipse será recogida durante el período diurno de la órbita siempre y cuando el consumo de potencia neto del vehículo espacial sea mayor que cero. Suponiendo eso, y sabiendo que las baterías deben recargarse con una tensión un 20% superior a la

de descarga, obtenemos mediante la siguiente expresión el número de grupos necesarios.

$$N_g \cdot R_{chg} \cdot (1,2 \cdot V_{bus}) \cdot t_d = \frac{P_e}{X_e} \cdot t_e \quad (38)$$

Obtenemos que

$$N_g = \frac{\frac{19,72 \text{ W}}{0,6} \cdot 0,5801 \text{ h}}{1,2 \cdot 28 \text{ V} \cdot (1,61 - 0,5801) \text{ h} \cdot 0,227 \text{ A}} = 2,42 \quad (39)$$

Como el número de grupos debe ser entero, redondeamos a 3. Es decir, se necesitan 3 grupos de baterías para satisfacer las necesidades de potencia del satélite. Hay que decir también que este valor está sujeto a cambio y puede ser modificado en etapas posteriores a este diseño según los requerimientos de la misión. También se podría redondear a dos grupos ahorrando así baterías, ya que la hipótesis de que la intensidad de corriente en la recarga es la correspondiente a una recarga completa de 15 horas de duración es quizá demasiado conservativa.

3.5.4 Fabricantes

Se ha realizado un rápido y pequeño análisis sobre posibles empresas suministradoras de baterías. El motivo por el que no se ha profundizado más en el análisis de las empresas nombradas es que el proyecto presentado se centra en la simulación de los paneles solares y no de las baterías. Es por ello que este tema no se estudiará de una forma extensa.

Algunas empresas fabricantes de baterías electroquímicas podrían ser Mathews Associates [35], Clyde Space [36], Saft [37], Quallion [38], ABSL Space products [39], Space vector [40], SSTL (Surrey Satellite Technology Limited) [41]...

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

Se hizo una rápida búsqueda en internet con el objetivo de proveer al UPMSat-2 de un suministrador de baterías y se ha realizado una tabla con algunas propuestas de algunas empresas. A continuación se presenta la tabla:

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

Tabla 20 - Selección baterías

nº	Fabricante	Modelo	Reactivos	Peso (lbs)	Peso (kg)	Capacidad nominal (A h)	Tensión nominal (V)	Continua (A)	Momentánea (A)	Rango térmico de operación
1	Space Vector	P/N 32771	NiCd	14.6	6.621	7	28.8	58	116	-21 a +60
2	Space Vector	P/N 39041-1	NiCd	32	14.51	10	28.8			-34 a +55
3	Space Vector	P/N 39101	Li-Ion	11	4.98	7.5	28.8	75		-30 a +60
4	Space Vector	P/N 36441	NiCd	6.6	2.99	2.2	28.8	58	116 (1 seg)	-28 a 71
5	Saft	8S8P MPS1706065	Li	-	13.4	24.4	28	> 50	-	0 a +60
6	Saft	VES 180	Li	-	1.11	50	3.6	100	100	0 a +40
7	Saft	VL 48 E	Li-Ion	-	1.15	48	3.6	100	300	0 a 40
8	Saft	VES 100	Li	-	0.81	27	3.6	100	100	0 a +40

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Fabricante	Modelo	Reactivos	Peso (lbs)	Peso (kg)	Capacidad nominal (A h)	Tensión nominal (V)	Continua (A)	Momentánea (A)	Rango térmico de operación
9	Saft	VES 140	Li	-	1.13	39	3.6	100	100	0 a 40
10	Saft	MicroSat 8S3P	Li-Ion	-	4.5	16.8	480		-	
11	Saft	15S 3P MPS176965	Li	-	9.9	20 (a 20 °C)	56	-	-	0 a +60
12	Saft	8S LD25P	Li-Ion	-	2.2	5.5	32.8	11		-10 a +70
13	Clyde-Space	CS-SBAT2-30	Polímero		0.256	3,678 (a 20°C)	6	3.75	-	-10 a +50
14	Quallion	QL075KA	Li-Ion		1.82	72	3.6	-	-	+15 a +35
15	Quallion	QL015KA	Li-Ion	-	0.38	15	3.6	-	-	+15 a +35

3.6 Simulación

El presente capítulo pretende ser un informe explicativo de las simulaciones realizadas para el sistema de potencia del satélite.

Se decidieron realizar estimaciones sobre la potencia generada por los paneles solares en una órbita del satélite.

Además de los propios de Gaia, se realizaron cálculos ligados al proyecto universitario UPMSat-2. Concretamente se realizó una estimación de la potencia generada por los paneles solares incorporados en este satélite. También hay que decir que una vez tenida la hoja de cálculo para Gaia y debido a la similitud existente entre el UPMSat-2 y el satélite propuesto en este proyecto, se pudieron aprovechar algunos cálculos para adaptarlos a los otros (por ejemplo el criterio de Kelly, que más adelante se explicará). La herramienta para realizar tales operaciones ha sido el programa ofimático de Microsoft, Microsoft Office Excel. Para comenzar se explicarán los cálculos realizados para el UMPSat-2 y más tarde se expondrán los realizados para Gaia.

3.6.1 Microsoft Office Excel

UPMSat-2

Para poder calcular la potencia generada por los paneles solares del satélite era necesario conocer la actitud de éste ya que en función del ángulo de los paneles con los rayos del sol la potencia producida variará.

La actitud del UPMSat-2 será tal que su eje z estará orientado siempre tangente a las líneas de campo magnético terrestre, contenido en el plano de la órbita y perpendicular al plano de la eclíptica. A continuación se presenta una figura esquematizada que pretende explicar de una forma más descriptiva la actitud del UPMSat-2. Además de todo lo dicho, el satélite rota con una velocidad angular conocida positiva respecto a su eje z . La altura de la órbita circular considerada en los cálculos ha sido de 661 km.

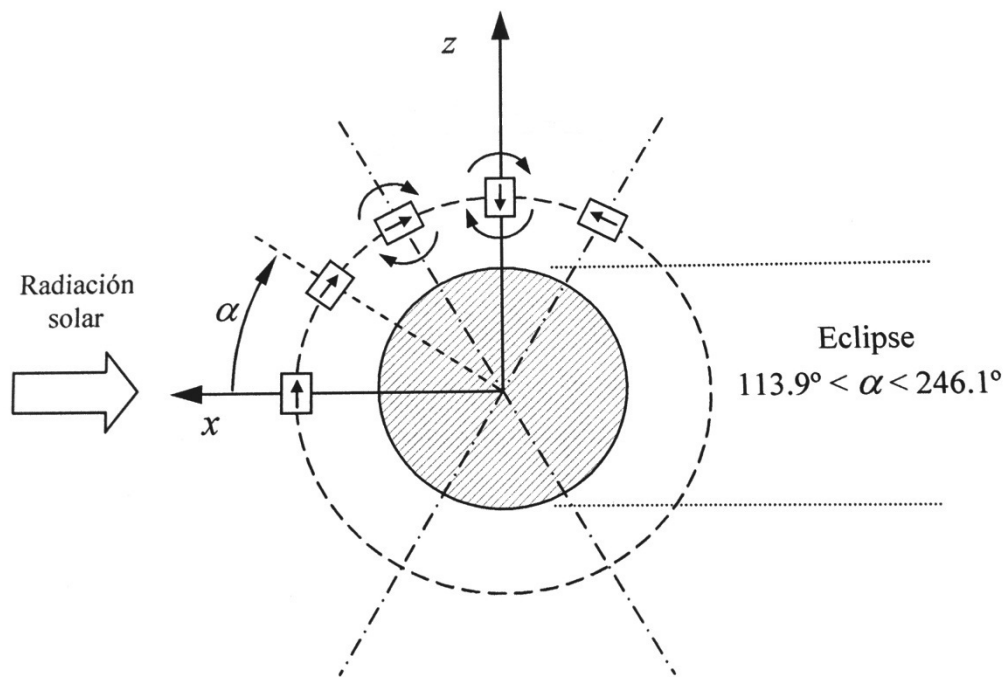
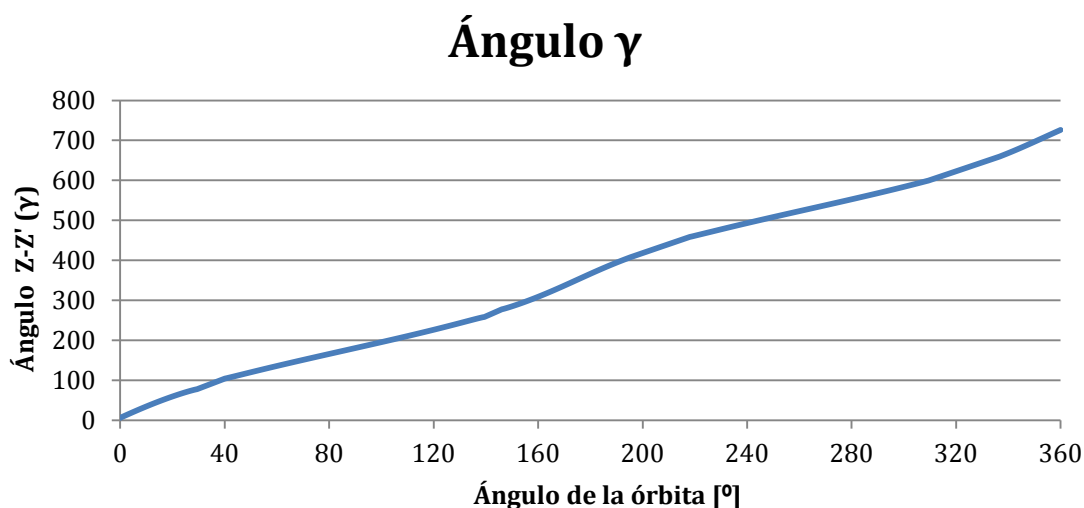


Figura 3:25 – Actitud UPMSat-2

Para comenzar, era necesario conocer el ángulo que formaban los rayos solares con la tangente al campo magnético terrestre (γ) en función del ángulo de la órbita (α en la figura y ζ en los cálculos) en intervalos de $0,5^\circ$ de este último.

La siguiente gráfica representa la variación de γ con ζ . Se realizó esta representación con el objetivo de corregir las filas de datos y en el caso de que hubiera un punto lejos de la tendencia del resto, revisarlo, ya que podría ser erróneo.



Tal y como se puede apreciar en la gráfica, la variación de la tangente no tiene ningún punto fuera de la tendencia y como es lógico, la curva no es una recta.

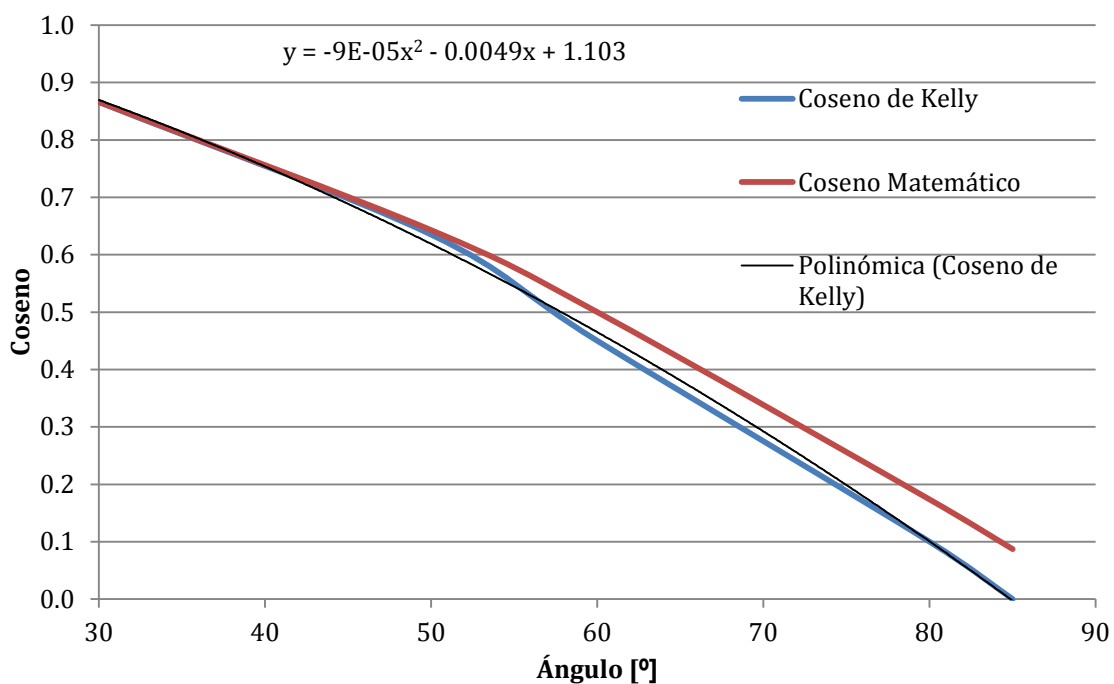
El trabajo realizado consistió primero en, mediante cálculos trigonométricos tridimensionales, obtener la proyección normal a cada cara (sabiendo que entre una y la siguiente había noventa grados de diferencia) y después multiplicar ese factor por el rendimiento propio de la célula en EOL (habiendo tenido en cuenta todas las degradaciones previamente explicadas).

Para finalizar, una vez obtenido este “factor reductor”, se extrajo de la bibliografía el valor de la radiación solar mínima que recibe un cuerpo orbitando la Tierra, se multiplicó este número por todo lo anteriormente calculado y por la superficie de una célula obteniendo así la potencia generada por una célula de cada una de las 5 caras que producen potencia del satélite.

Otro factor importante que se debía tener en cuenta a la hora de operar es el coseno de Kelly. En el apartado 3.4.2 se ha dicho que a ángulos mayores de 75° la célula solar apenas consumirá energía. Cuando se realizan primeros prediseños e iteraciones a soluciones de problemas en la vida real se suelen despreciar este tipo de factores suponiendo que directamente el panel no genera energía. Sin embargo, en este caso se ha decidido tenerlo en cuenta, pues unos vatios pueden suponer la diferencia entre un sensor óptico más potente y por lo tanto entre hacer un mejor o peor satélite.

El coseno de Kelly básicamente es una corrección del coseno trigonométrico para células fotovoltaicas que forman un ángulo con el sol de entre 90° y 75°. Se ha obtenido de la bibliografía los valores experimentales de del coseno de Kelly para 30°, 50°, 60°, 70° y 85°. Una vez hecho esto se ha aproximado una curva polinómica que se adapte a la tendencia de los puntos y así poder aproximar con más precisión el valor del coseno de Kelly para ángulos intermedios.

En la presente representación gráfica se muestra el valor del coseno de Kelly, el del coseno matemático, así como la curva con la que se ha interpolado.



Como se puede apreciar, para ángulos pequeños, en torno a 30°, no existe apenas diferencia entre los dos tipos de coseno. Sin embargo, a medida que vamos aumentando el valor del ángulo formado entre la normal del panel y los rayos del sol ambos valores comienzan a diferir. El coseno matemático tiene un mayor valor que el de Kelly, y a medida que aumentamos el ángulo también crece la diferencia entre ambos.

Se podría pensar que al estar por debajo la curva del coseno de Kelly, la célula generaría menos energía que con el matemático. Esto no es así ya que si no

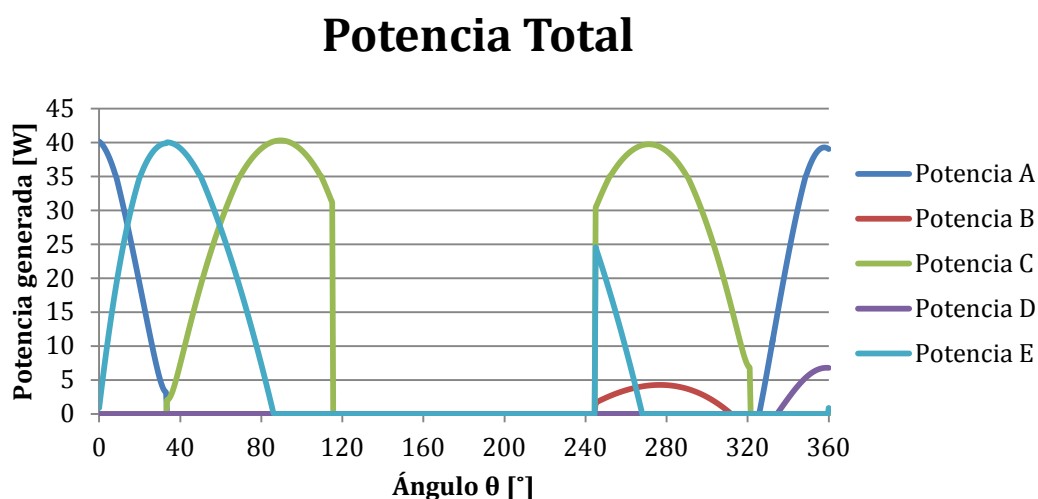
se desea considerar Kelly se debería en su lugar considerar que a partir de los 70° - 75° la célula no produce energía.

A continuación se multiplicó este valor por el número de células para cada cara y después se sumó la potencia generada para cada cara en función del ángulo de la órbita obteniendo así una curva de potencia en función de éste.

Para terminar, es necesario considerar el período de eclipse ya que durante ese intervalo angular el satélite no podrá producir energía debido a la sombra de la Tierra. En el documento de Excel se ha considerado multiplicando el “factor reductor” por cero en el caso de que esté en eclipse, y por uno si no lo está.

Una vez hecho esto, se procedió a representar los resultados. Sin embargo, se ha considerado antes realizar una aclaración nominalista. Las caras laterales del cubo del satélite paralelas al eje z del mismo se han nombrado de la A a la D en orden alfabético horario, y la superior, es decir, “el techo” del satélite se ha nombrado como cara E.

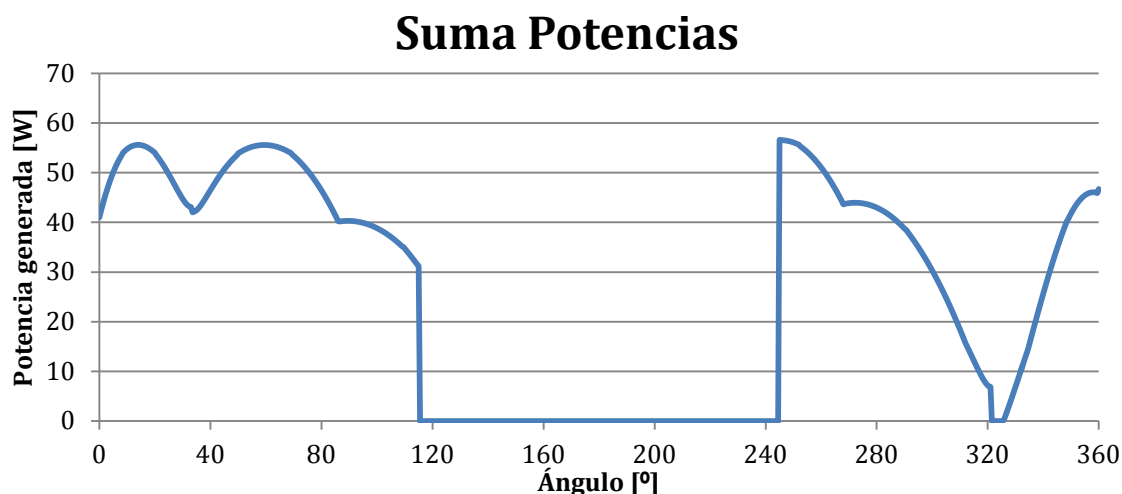
Para las células de arseniuro de galio (eficiencia 0,28), con una superficie por célula de $3,02 \cdot 10^{-3} m^2$, se obtuvieron los siguientes resultados:



En la gráfica se presentan las potencias generadas por cada panel del satélite. Como se puede apreciar, las curvas son similares pero desfasadas, esto es así debido a que en las caras A,B,C y D hay el mismo número de células por lo que a

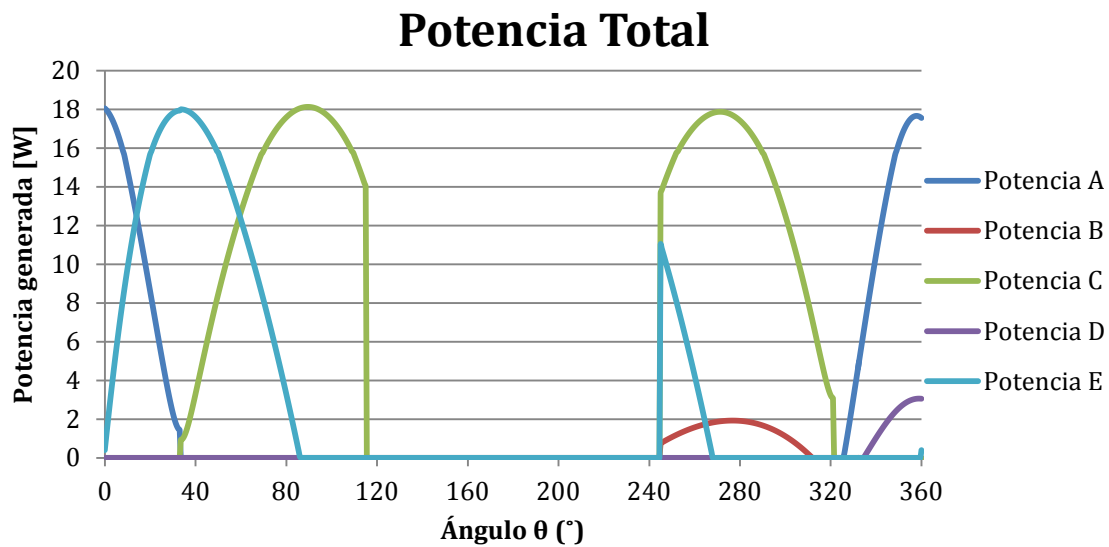
igual ángulo producirán la misma potencia. Cabe destacar la ausencia de potencia generada entre los 120° y 240° aproximadamente, debida a que es en ese intervalo de ángulos de la órbita cuando el satélite está en sombra por el eclipse que produce la Tierra sobre él.

A continuación se presenta la gráfica que condensa y resume todo lo anterior. Es la suma total de la potencia generada por las cinco caras con paneles del satélite. En este caso al haber solo una única curva en la gráfica la presencia del eclipse cobra aún mayor protagonismo, llamando claramente la atención al observador.



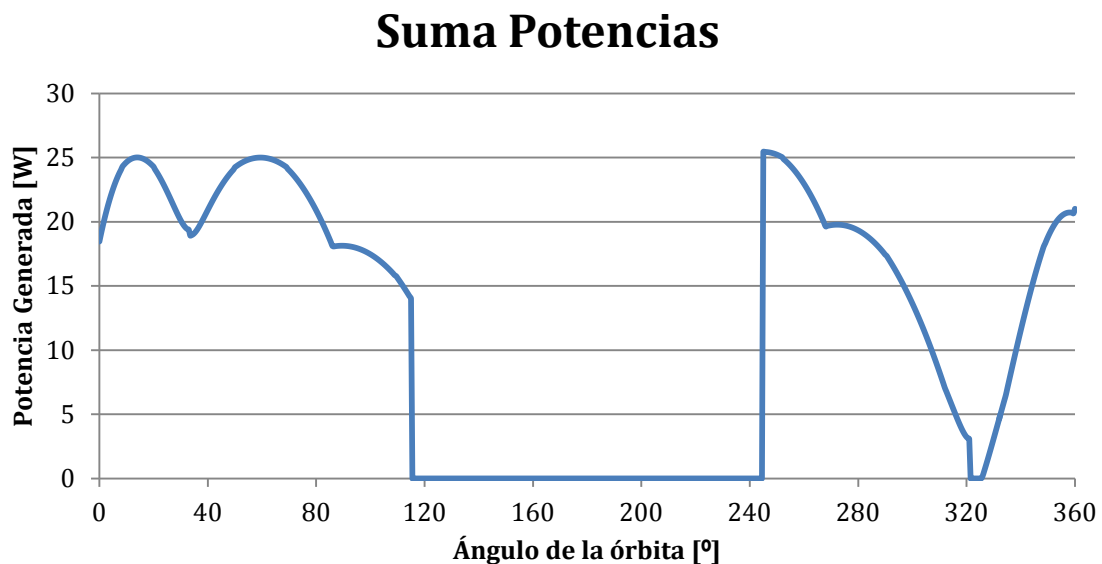
Si hubiéramos elegido unas células tradicionales de silicio los resultados obtenidos hubieran sido más pequeños, ya que estas células tienen una eficiencia menor.

Haciendo uso de la versatilidad que Microsoft Excel a la hora de recalculer varias hojas al cambiar los datos de partida se han obtenido las siguientes soluciones para células fotovoltaicas de silicio y se han representado gráficamente:



Tal y como se puede apreciar de la gráfica, las curvas de potencia de las caras tienen la misma forma. Sin embargo, la escala del eje y (potencia generada) varía. Donde antes teníamos picos de 40 W ahora los tenemos de unos 18 W.

Pasa lo mismo con la suma de potencias:



Donde la potencia máxima que genera el satélite son unos 25,45 W frente a los 56,55 W que daban los paneles solares de arseniuro de galio.

Cabe destacar también que la potencia generada en la primera órbita será ligeramente distinta que la de la segunda órbita y así sucesivamente hasta que el ingenio de una vuelta completa sobre su eje z . Las variaciones de una órbita a la siguiente son ínfimas, pero si se compara el valor de una potencia para un ángulo de la órbita y la misma potencia para el mismo ángulo pero desfasada un múltiplo entero de 360° la diferencia es más apreciable. No obstante, desde un punto de vista macroscópico la potencia media total por órbita apenas varía.

Gaia

Siguiendo el mismo procedimiento que el empleado en los cálculos de la potencia generada del UPMSat-2, se ha procedido a calcular la potencia obtenida por los paneles de Gaia.

La principal diferencia entre estos dos satélites es su actitud. El satélite propuesto, a diferencia del UPMSat-2, tendrá su eje z mirando siempre a tierra, para así poder tomar las fotografías. Poseerá además un giro sobre su eje z salvo por exigencias de la carga de pago (posteriormente se realizará un análisis más exhaustivo de esta característica). Sin embargo, como primera aproximación se ha realizado un estudio suponiendo que su velocidad angular en el eje z es nula. Tal y como se ha dicho previamente en la definición del sistema de potencia del satélite, éste sólo será dotado de paneles solares en 5 de sus 6 caras, dejando la restante para que el sensor óptico pueda tomar las fotografías. Una vez definido esto y una altitud de la órbita de 600 km, se procede a calcular la potencia generada.

Se tuvo que programar desde cero una nueva hoja de Excel, ya que las diferencias entre ambos satélites eran las suficientes como para que el esfuerzo que requería tal tarea mereciera la pena.

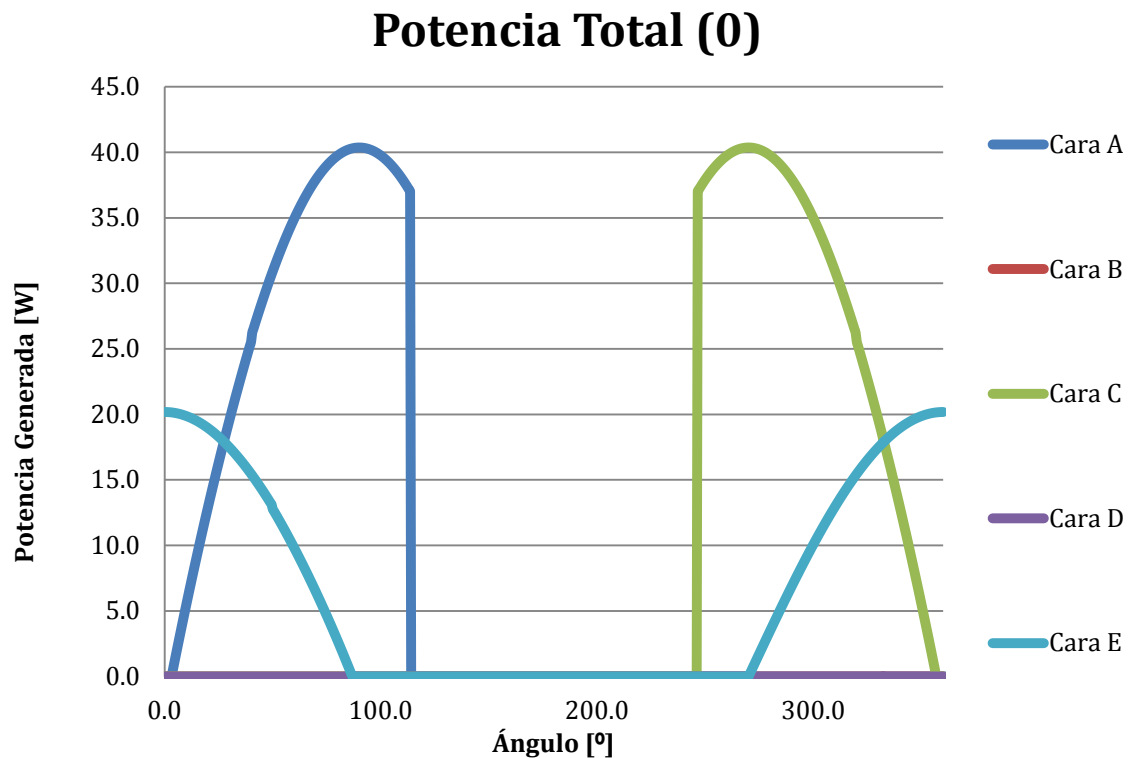
Primer caso de estudio. $\omega_z = 0$ rad/s

En este apartado se procederá a calcular la potencia generada por los cinco paneles embarcados para una actitud de eje z siempre mirando a tierra y una velocidad angular sobre z nula.

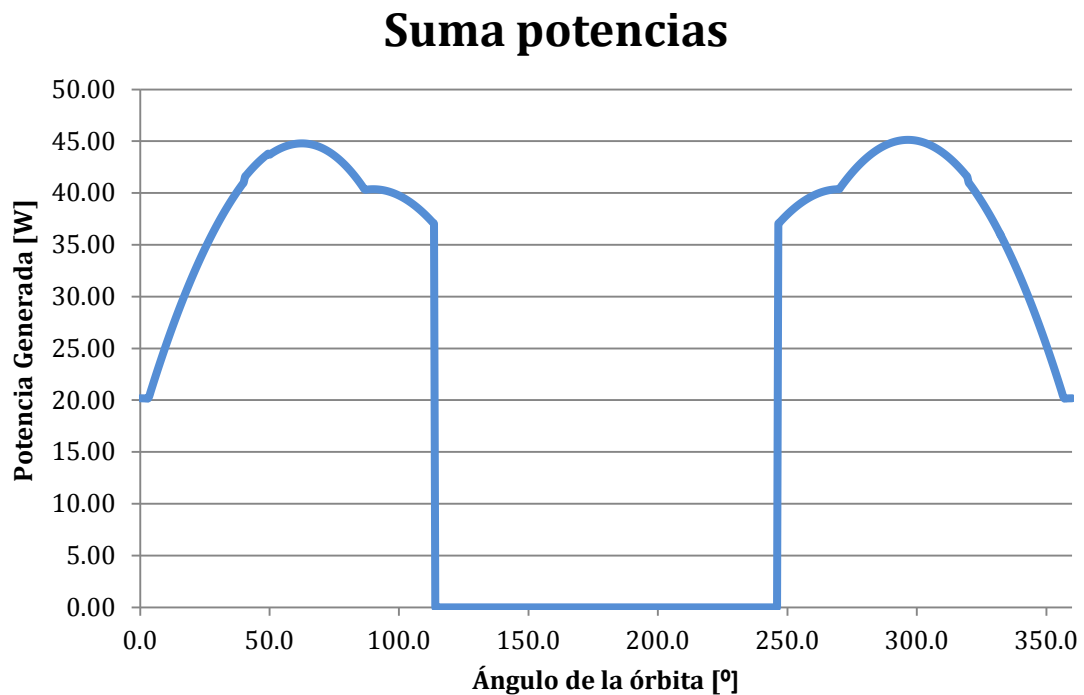
A continuación se presenta la gráfica de la potencia generada por los paneles solares de cada cara del satélite. La nomenclatura es la misma que la empleada en los cálculos del UPMSat-2. Tal y como se puede apreciar, la potencia máxima instantánea llega a alcanzar los 40 W.

A la hora de realizar la representación gráfica se ha considerado un ángulo de desfase de giro sobre su eje z de 0° . Con estas características se obtuvo una potencia total máxima de 45,1 W y una potencia media de 24,16 W. El número

entre paréntesis del título de la gráfica es el desfase en grados sexagesimales que se ha empleado para realizar los cálculos.

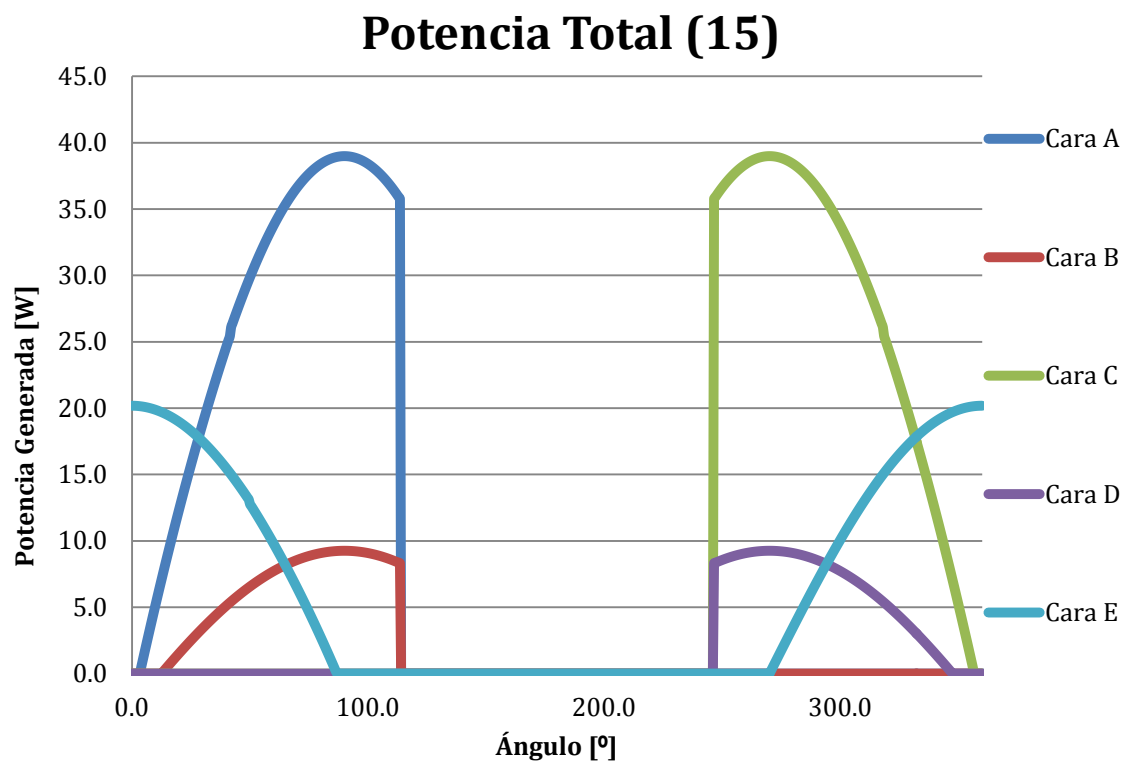


De esta gráfica cabe destacar que, al tener Gaia un ángulo de desfase de 0° , el satélite tiene dos caras opuestas paralelas siempre al plano de la órbita (caras B y D) y a los rayos solares. Como consecuencia, estas caras no se ven iluminadas nunca por la luz del sol y no producen potencia. La curva de suma de potencias, para un ángulo de 0° quedaría:

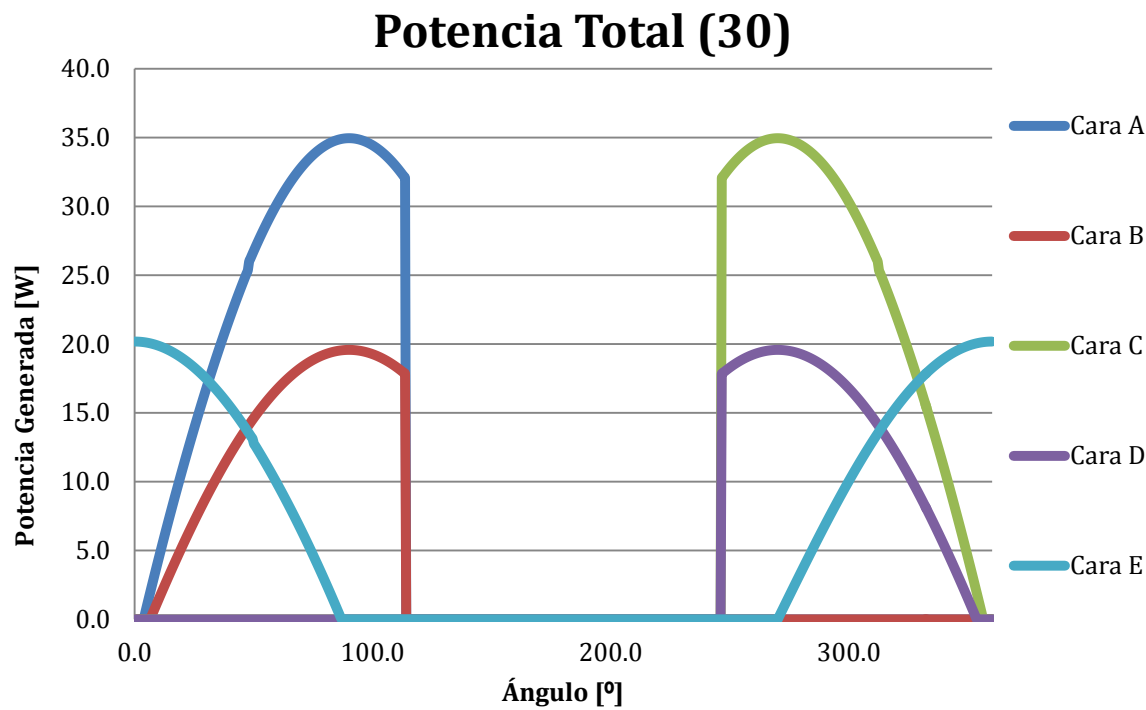


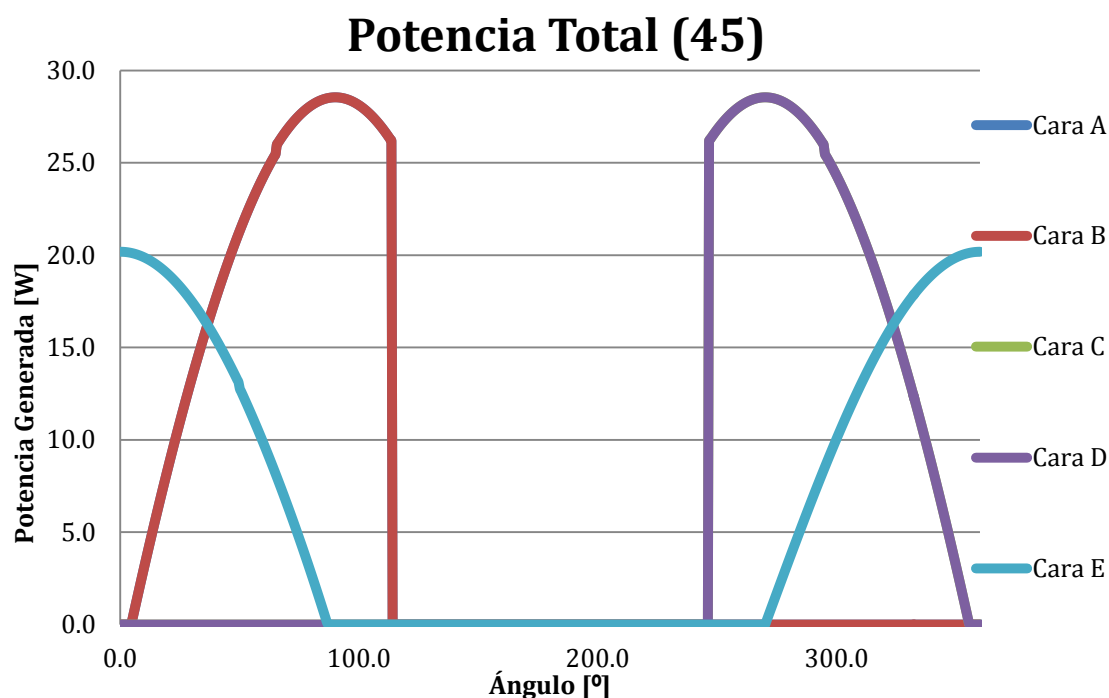
Se han realizado también los mismos cálculos con ángulos de desfase de 15° , 30° , 45° , 60° , 75° , y 90° para observar la evolución de las curvas.

A continuación se presenta la gráfica de potencia para un ángulo de desfase de 15° . Como se puede apreciar las caras B y D esta vez sí que generan potencia, aunque muy poca.



Las siguientes curvas son para un ángulo de 30 y 45 grados respectivamente:



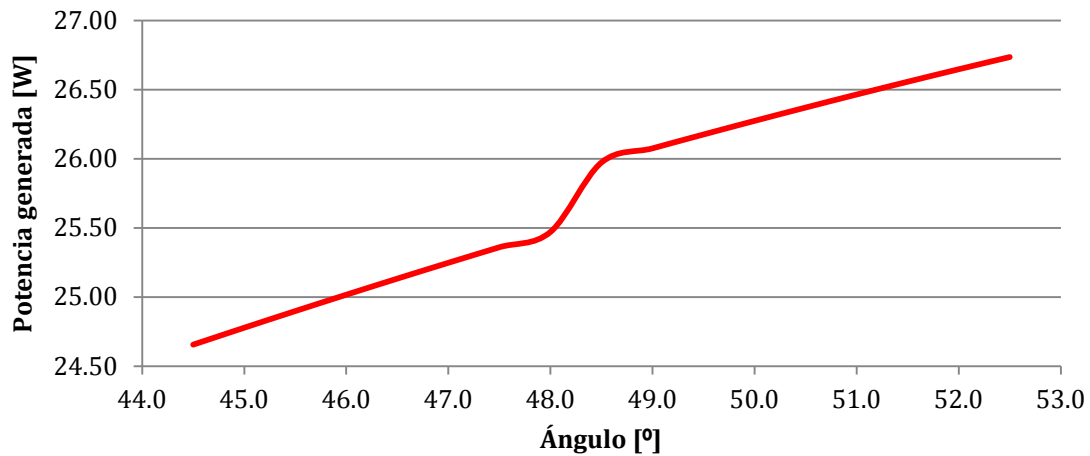


Como se puede apreciar, la potencia generada por las caras B y D aumenta considerablemente, y la generada por la A y C disminuye ligeramente. Esta tendencia continúa hasta los noventa grados. Sin embargo, el desfase de 45° es algo singular pues, aunque en la gráfica no se aprecie, las curvas se superponen, estando la curva de la cara A justo debajo de la B y la C debajo de la D.

Otro detalle a destacar en estas curvas (concretamente en las curvas de las caras B y D) es la aproximación de Kelly. Para realizar estos cálculos se ha empleado una aproximación con un ángulo de 50° . Es decir, que cuando el ángulo que forma la radiación incidente con la normal al panel solar es mayor de 50° se aplica la corrección empírica de Kelly. Consecuentemente para los ángulos de la órbita de 300° y 60° aproximadamente se produce un ligero salto en la curva. Esto es debido a que se ha pasado (de izquierda a derecha) de la aproximación de Kelly al valor del coseno matemático (para la cara B) y viceversa para la cara D.

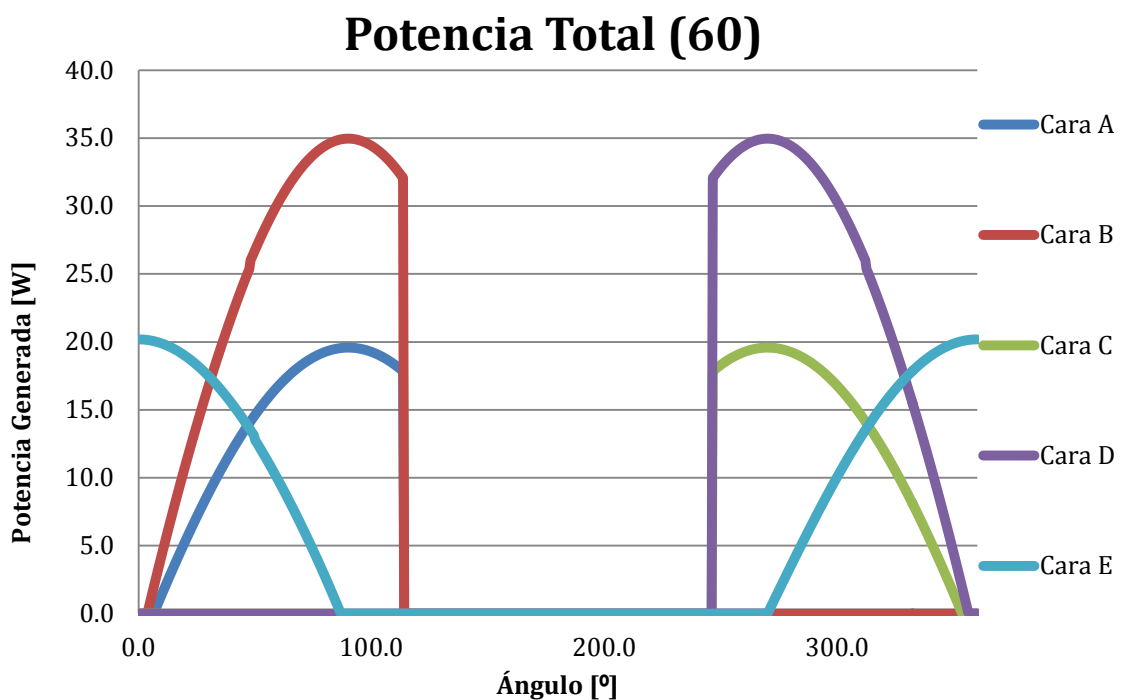
Se ha realizado un zoom para poder apreciar con más detalle este fenómeno en la cara B (en la D es igual siguiendo la simetría):

Cara B

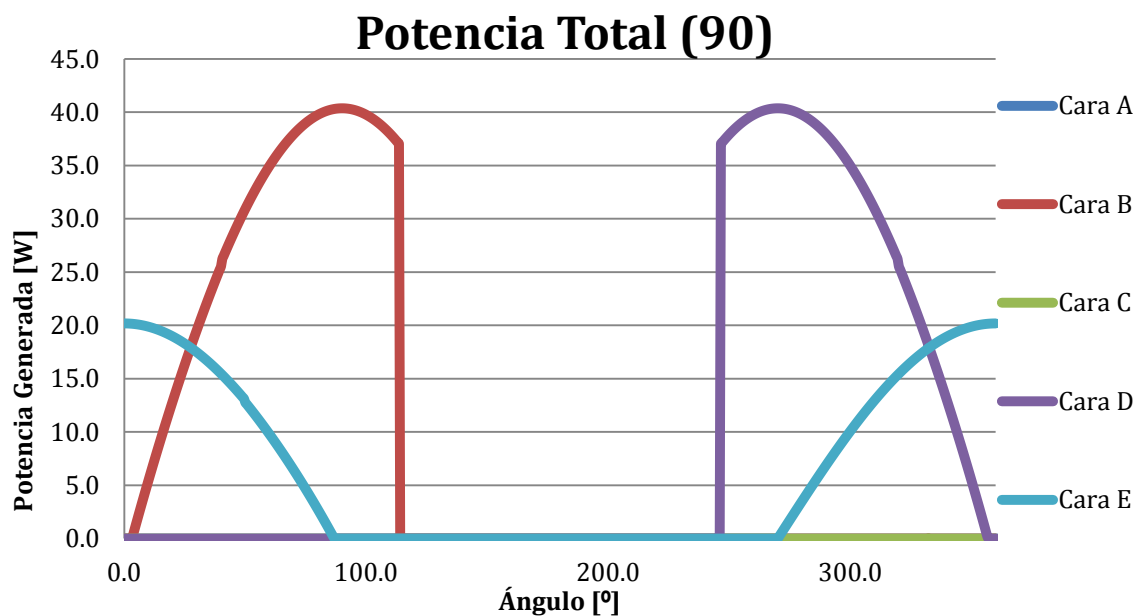
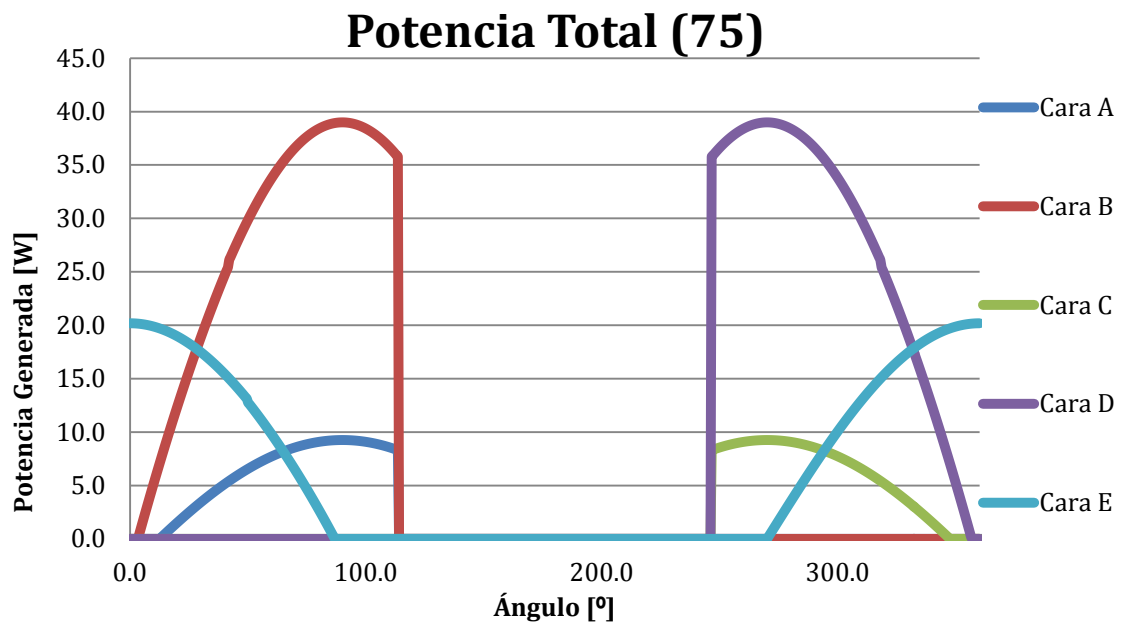


Al ser ésta una primera iteración en el diseño del subsistema de potencia esta ligera variación se pasará por alto. No obstante, este detalle debería ser corregido en un segundo diseño del satélite.

La gráfica para un desfase de 60° presenta numerosas diferencias con la de 45° , y es que las curvas de las caras se han revertido. Es decir, ahora son las curvas de las caras B y D las que tienen la forma y el comportamiento de las caras A y C

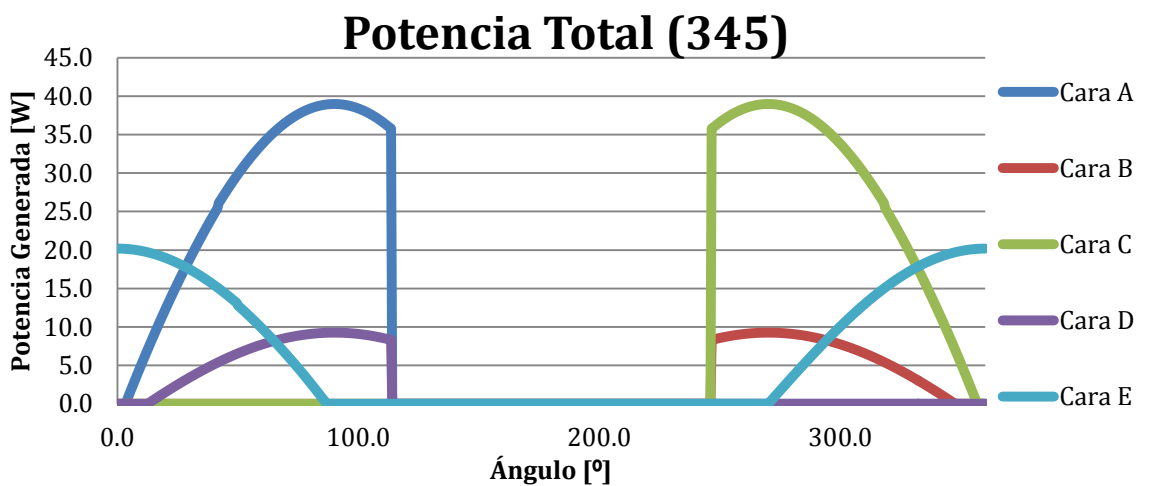
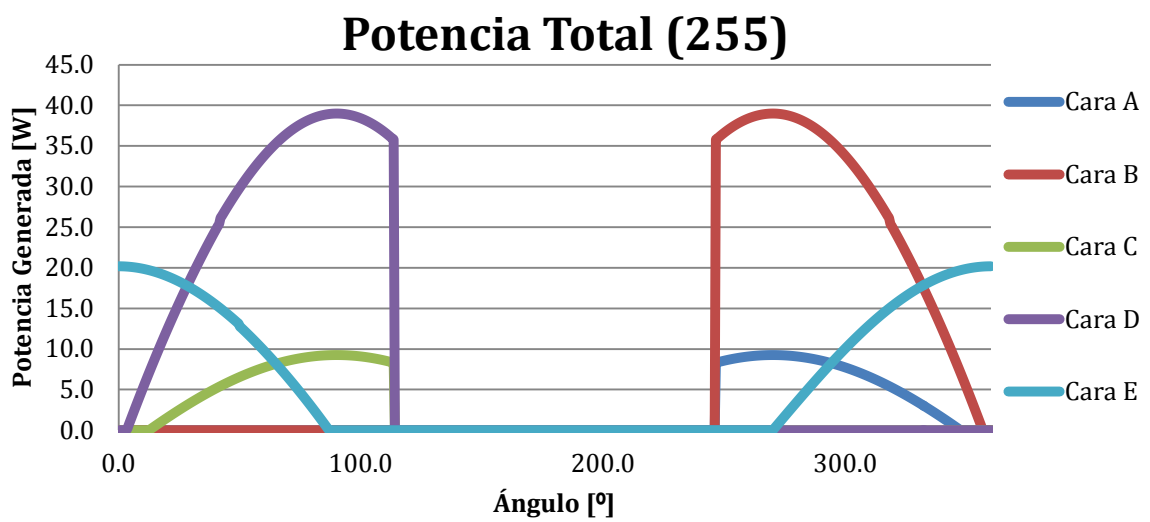
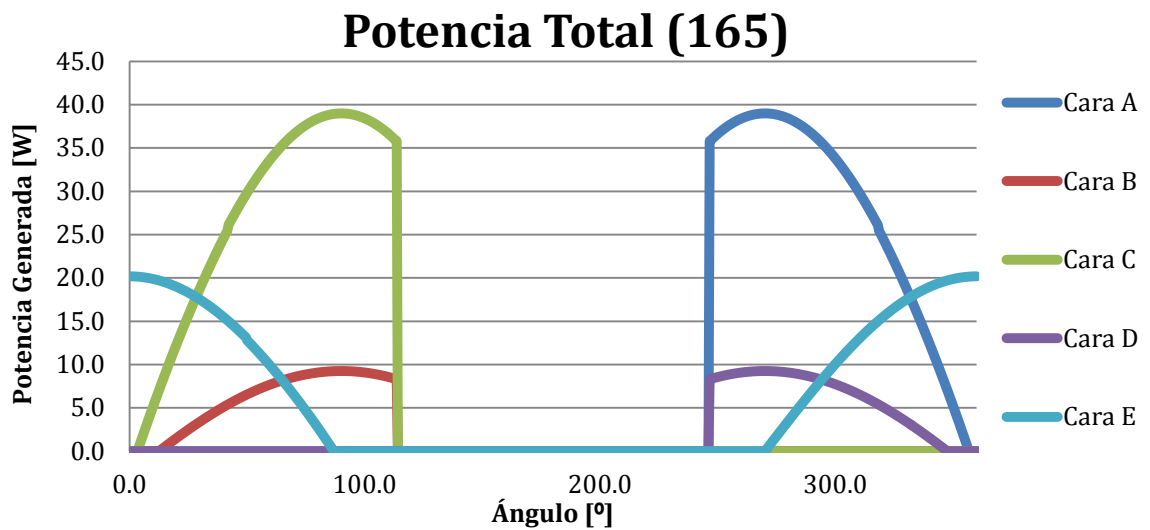


Finalmente, para los 75° y 90° observamos como se han intercambiado totalmente, siendo en 90° la forma de las curvas idéntica a la de 0° con la diferencia de que B y D se han cambiado por A y C. Ocurre lo mismo para ángulos de 180° y 270° , ya que las células están dispuestas de forma simétrica, por lo que cuando una genera menos potencia su célula complementaria suple la carencia aportando ella más energía.



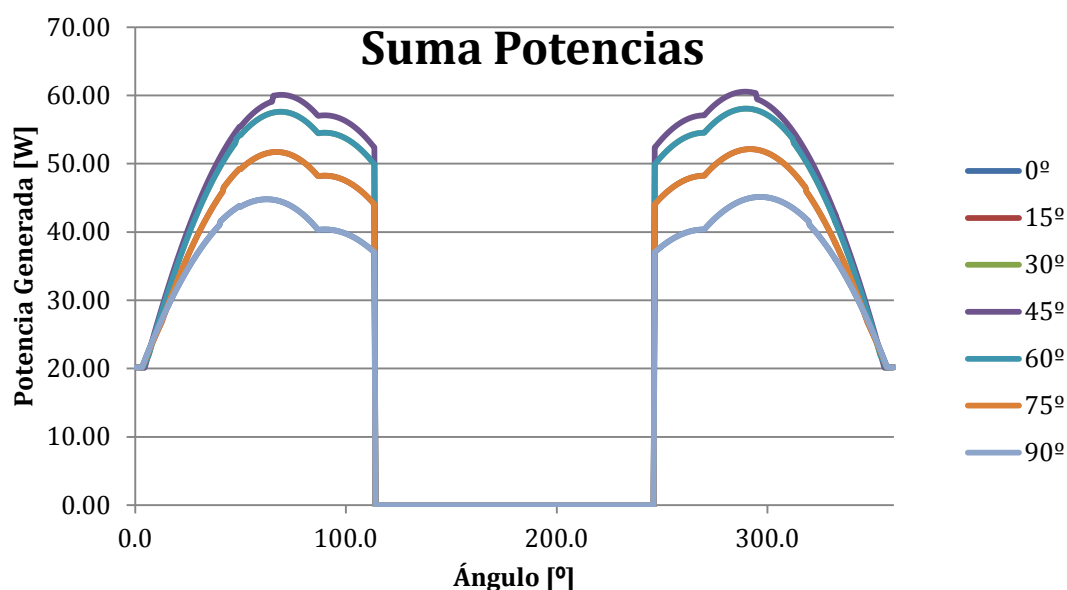
Las curvas para un desfase de 105° , 120° , 135° , 150° , 165° y 180° son exactamente iguales que las anteriores en cuanto a forma. La única diferencia es que ahora la C dará la curva de potencia de la B y la curva de potencia de la D será la A. Ocurre lo mismo si les añadimos a los ángulos mentados previamente un desfase de 90° 180° (195° , 210° , 225° , 240° , 255° , 280° ...) Parece un poco complejo, pero si se razona es un concepto fácilmente comprensible. El motivo de esto son las propiedades de las razones trigonométricas seno y coseno derivadas de la proyección de los haces del sol sobre las células fotovoltaicas.

Para que se entienda mejor lo explicado en el anterior párrafo se van a representar las curvas para un ángulo de desfase respecto al eje z de 75° (ya mostrada), $75+90^\circ$, $75+180^\circ$ y $75+210^\circ$.



Tal y como se desprende de todas estas curvas, la potencia instantánea generada por cada cara varía considerablemente en función del ángulo de desfase. Sin embargo, y como consecuencia de las propiedades trigonométricas del seno y el coseno las curvas se complementan.

A continuación se realizó una representación de la suma de las potencias generadas por todas las caras para cada ángulo de órbita y ángulo de desfase de giro sobre el eje z.

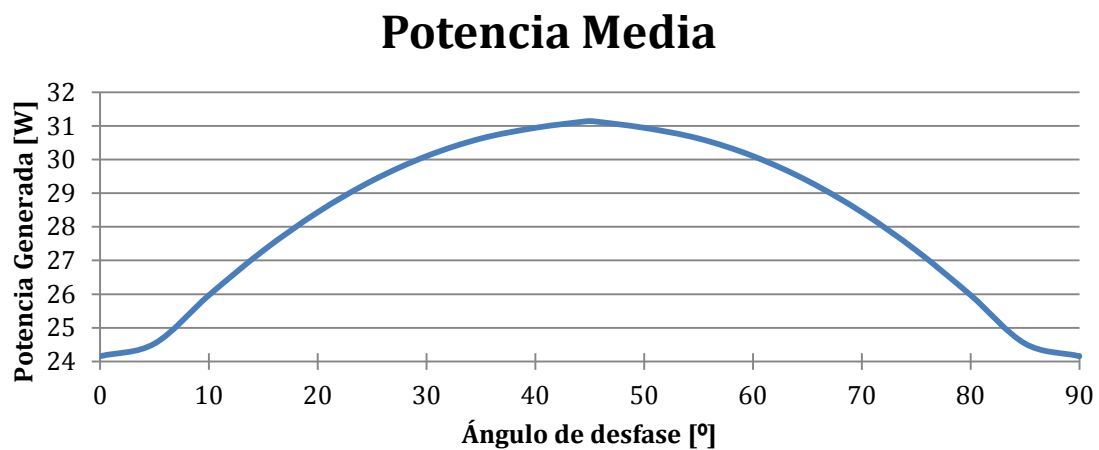


Al variar la potencia generada por cada panel, lógicamente la potencia total generada por todas las caras (es decir, la suma de la potencia generada por cada panel para cada ángulo de la órbita) también variará, siendo la diferencia de unos 7 W. Este valor puede parecer pequeño, pero si tenemos en cuenta que el valor de la potencia media del satélite se definió como unos 25 W, constituye el 28% de la potencia total del satélite, un valor para nada despreciable. Es por ello por lo que se decidió calcular el ángulo de desfase que producía la mayor potencia. Para ello se fueron asignando valores al ángulo de desfase realizando un barrido de 0° a 90° con incrementos de 5°. A medida que se daban valores se tomaban los obtenidos de la potencia media. En la siguiente tabla se presentan los resultados numéricos calculados destacando en negrita la potencia media máxima:

Tabla 21 - Ángulo desfase inicial vs potencia media máxima

α_{INICIAL} (deg)	Potencia media [W]
0	24.15643057
5	24.53166637
10	25.96962428
15	27.29637594
20	28.43438928
25	29.37005713
30	30.10027497
35	30.62315226
40	30.94081512
44,75	31.13877592
45	31.13903939
45,25	31.13877592
50	30.94081512
55	30.62315226
60	30.10027497
65	29.37005713
70	28.43438928
75	27.29637594
80	25.96962428
85	24.53166637
90	24.15643057

Una vez hecho esto se procedieron a representar los resultados, y esta es la curva que se obtuvo.



De la gráfica y la tabla se desprende que si deseamos obtener una potencia media máxima tendríamos que orientar el satélite con un ángulo entre 40° y 50° .

Sabiendo que el máximo estaba rondando esas cifras, se decidió dar más valores al ángulo de desfase y obtener las potencias medias correspondientes. Realizando una iteración del resultado se obtuvo que la curva tenía su máximo en $45 \pm 0,25^\circ$, por lo que esa sería la orientación que tendría que tener el satélite para obtener una potencia media máxima de 31,14 W. Podría parecer evidente desde un principio debido a la simetría de los resultados obtenidos, pero se decidió optar por no precipitarse ante esa conclusión.

Si se razona el valor del ángulo obtenido tiene sentido, pues cuando las caras del satélite forman un ángulo de 45° con los rayos de luz solar es cuando éste recibe la máxima cantidad de radiación posible.

Los cálculos anteriores se realizaron teniendo en cuenta que el satélite no rotaba sobre su eje z, por lo que si se le daba un desfase éste no variaría a lo largo de la vida del mismo. Para que esto fuera posible, el sistema de control de actitud debería estar trabajando continuamente para mantener el eje z del vehículo siempre mirando a tierra. Esto supondría un consumo de potencia importante, por lo que como consecuencia se ha decidido realizar un nuevo análisis de la potencia consumida por los paneles cuando gira sobre su eje z con una velocidad angular constante.

Segundo caso de estudio $\omega_z = 1,63 \cdot 10^{-2}$ rad/s

Para ello se supuso que Gaia daba 15 vueltas sobre sí mismo cada vez que realizaba una órbita completa a la Tierra. Sabiendo que la altura de la órbita son 600 km y que la órbita era circular, se acudió a las fórmulas de la teoría kepleriana y se obtuvo el tiempo que tardaba Gaia en realizar una órbita completa a la Tierra obteniendo un valor de 5.791,1 segundos, aproximadamente 5.800 (calculado en el apartado 2.1.5.)

Una vez sabiendo esto, se calculó la velocidad angular de Gaia sobre su eje z, como debía dar 15 vueltas sobre sí mismo cada 5.791,1 segundos se obtiene que:

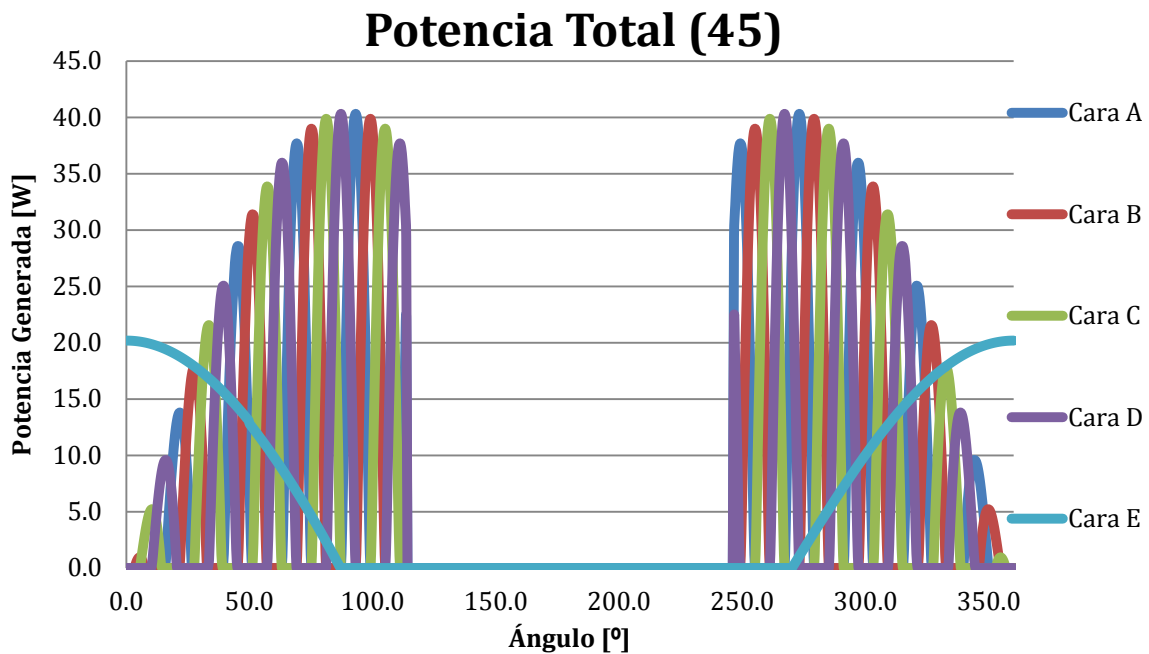
$$\omega_z = \frac{2 \cdot \pi \cdot 15 \text{ vueltas}}{5.791,1 \text{ s}} = 1,627459 \cdot 10^{-2} \text{ rad/s} \quad (40)$$

Como el tiempo que transcurre en avanzar $0,5^\circ$ es conocido, se puede calcular el ángulo que ha girado el satélite sobre su eje z y así poder realizar los cálculos de la potencia. Además modificar la hoja de Excel añadiéndole el giro sobre su eje z, se dejó la casilla del ángulo de desfase para darle más flexibilidad.

Al ser ω_z una velocidad angular relativamente grande (ya que en comparación a la orbital es 15 veces mayor), las curvas obtenidas para cada cara son bastante distintas a las mostradas previamente. Sin embargo la potencia media sigue oscilando entre valores similares a los dichos. Prueba de ello es la curva de la potencia total para el ángulo de desfase de 45° , que se recuerda que era el que daba la potencia media máxima, apenas varía. Difiriendo la potencia media de los 31,1 W a unos 28,3 W.

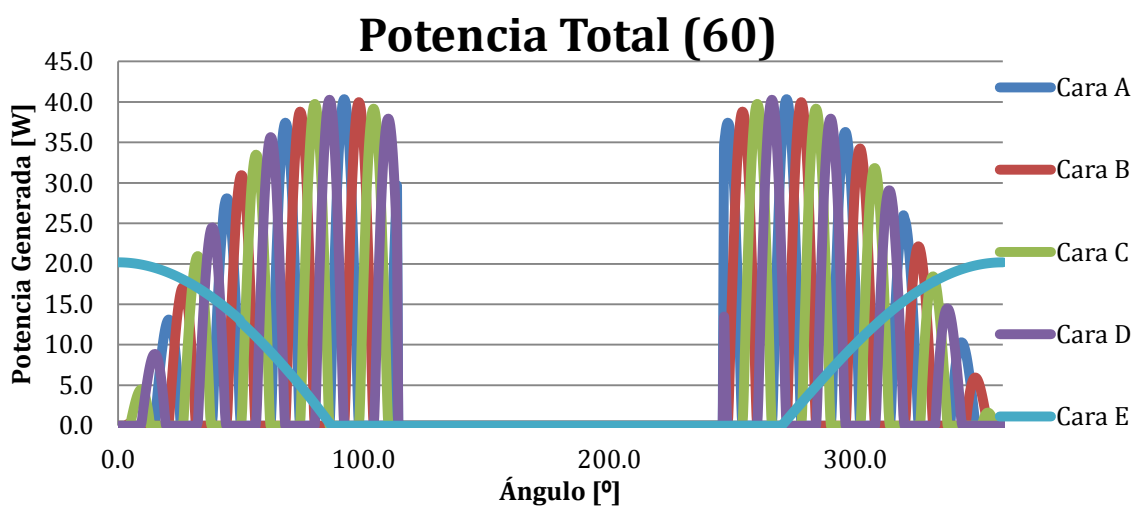
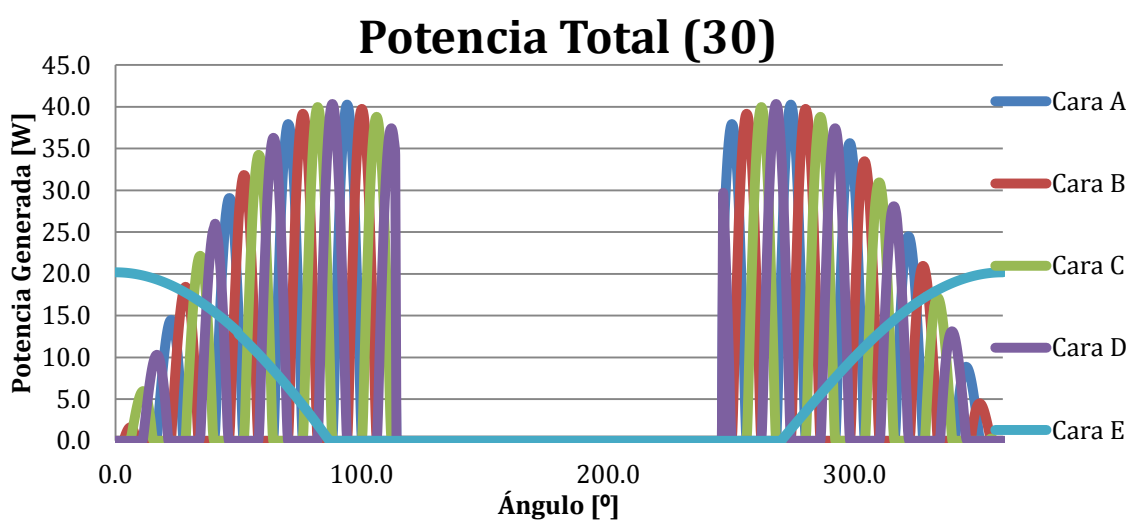
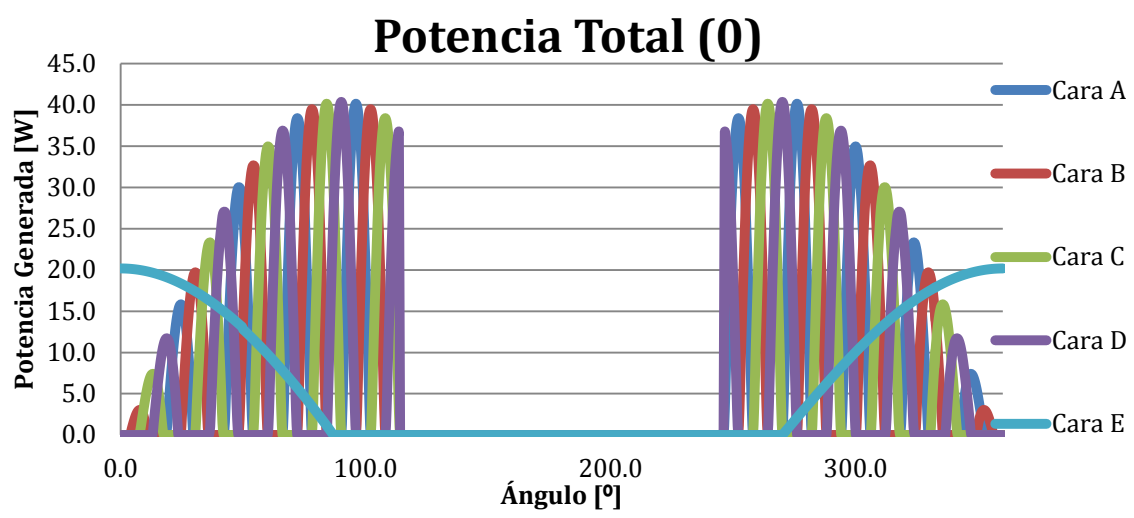
A continuación se presenta la curva de potencia generada por cada una de las caras para un ángulo inicial de 45° con la ω_z calculada. A primera vista puede llamar la atención la complejidad de las curvas y lo caóticas que parecen al cortarse en tantos puntos, sin embargo si se hace uso de un raciocinio paciente, se puede concluir que son lógicas, pues ahora el ángulo de los rayos del sol y las caras varía muchísimo más rápido que en el caso de estudio anterior. La modificación se

produce para las caras A, B, C y D, pues al girar sobre un eje perpendicular a la cara E, ésta no se ve afectada.

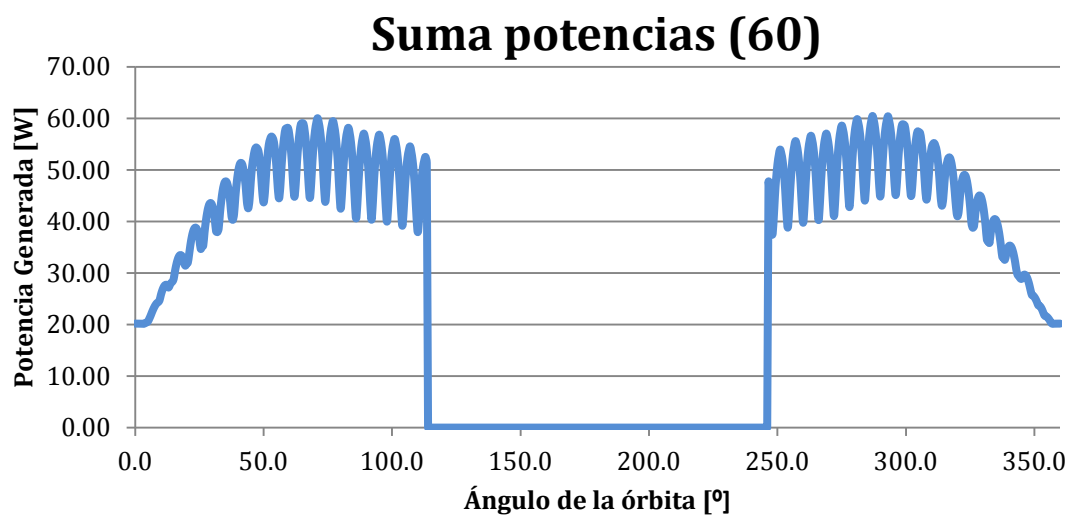
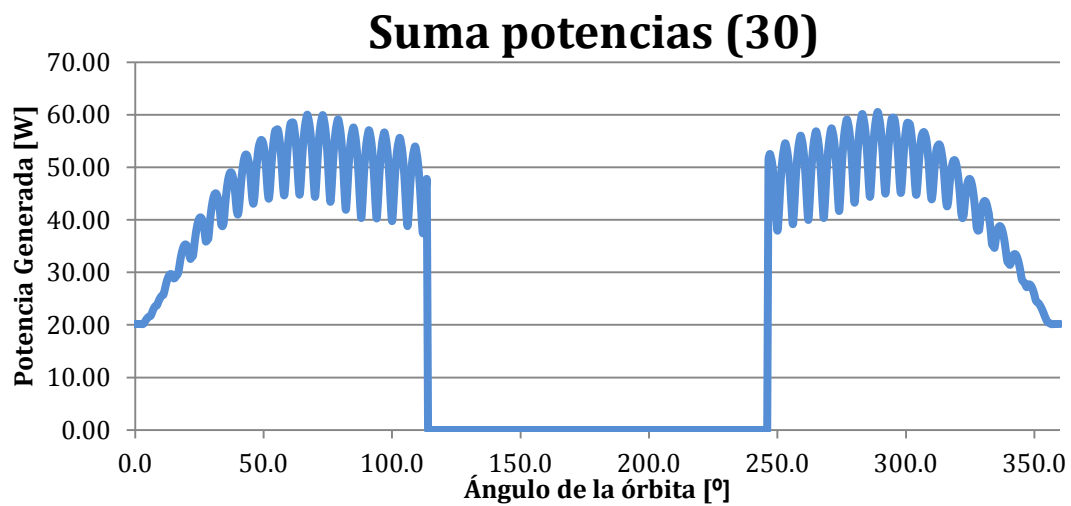
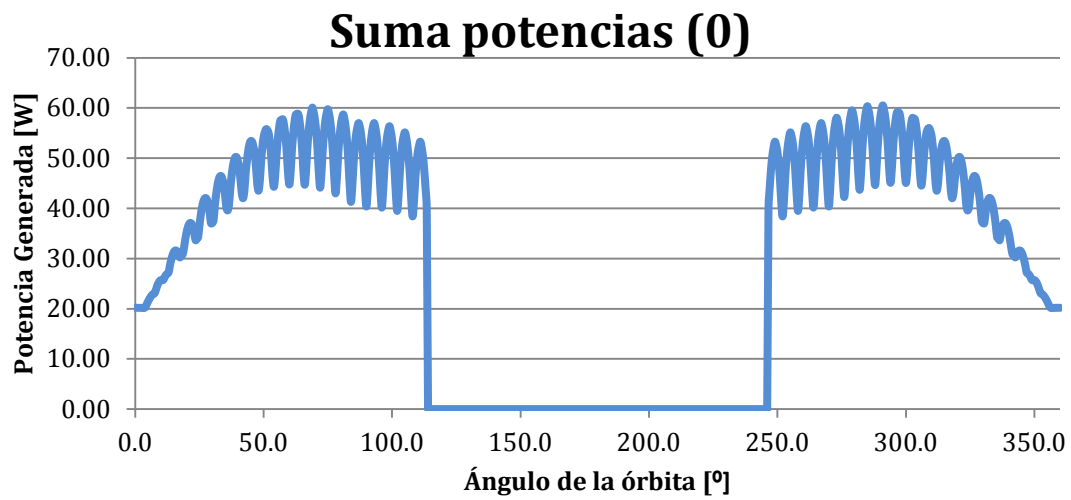


Cabe destacar que todo esto se limita a un análisis de la primera órbita. En el primer caso de estudio, al no tener velocidad angular de giro sobre su eje z, las curvas de potencia para todas las órbitas serán exactamente iguales. Pasa lo mismo en el segundo caso, ya que la potencia generada para la órbita es igual. Esto es debido a que la velocidad angular ω_z se ha calculado para que justamente cuando vuelva a pasar por el mismo punto de la órbita el satélite esté exactamente en la misma posición y orientación que en la órbita pasada.

Tal y como ocurría en el primer caso de estudio, la potencia generada por el satélite variará al modificar el ángulo inicial de desfase en el giro sobre su eje z. Aunque en esta ocasión la variación es completamente ínfima. Este hecho se justificará con la siguiente serie de curvas. Éstas representan la potencia total para un ángulo de 0°, 30° y 60°.



Y para la suma de potencias:

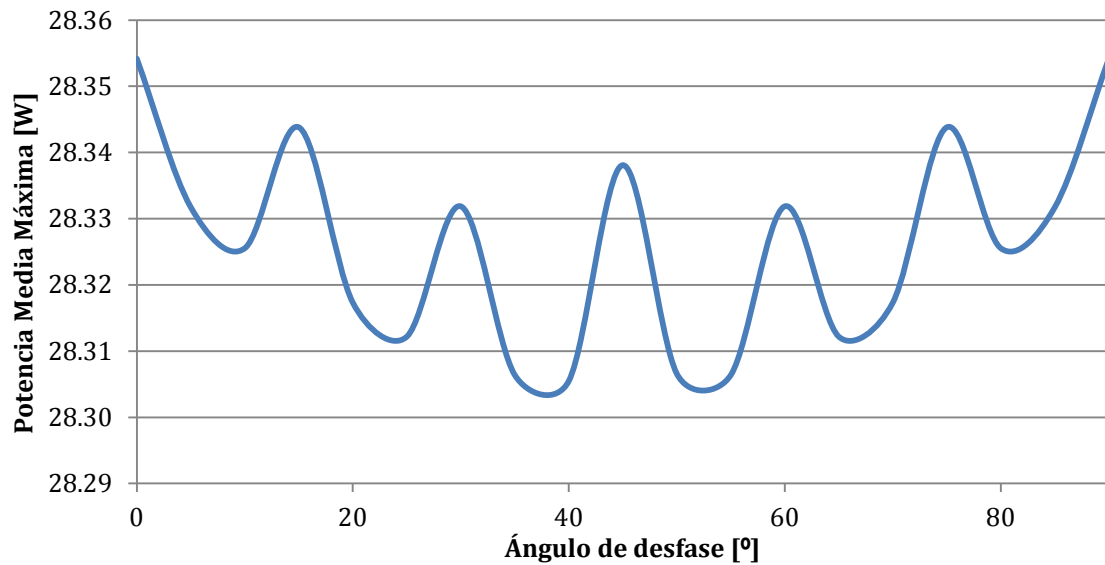


Tal y como se puede apreciar, tanto las gráficas de la potencia total de cada cara como las propias de la suma de potencias son muy similares. De hecho, es difícil tratar de distinguir alguna diferencia (que las hay) a simple vista. Para tratar de justificar esto se presenta una tabla que resume las potencias medias para los todos los ángulos de 0° a 90° en intervalos de 5° .

Tabla 22 - Ángulo desfase inicial vs potencia media máxima

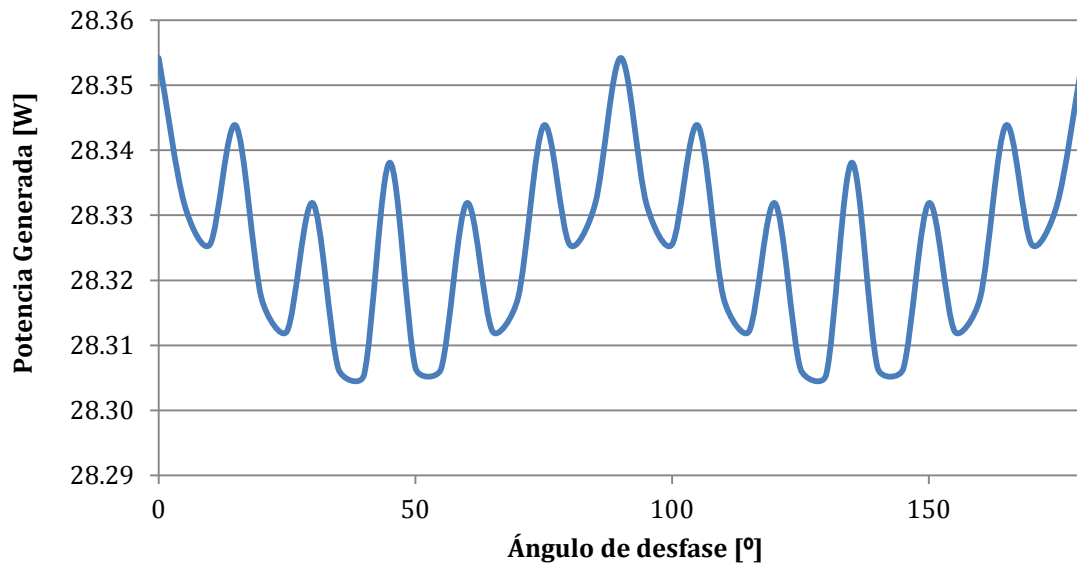
Ang [°]	Poten media [W]
0	28.3542
5	28.3317
10	28.3255
15	28.3438
20	28.3173
25	28.3122
30	28.3319
35	28.3064
40	28.3055
45	28.3381
50	28.3066
55	28.3064
60	28.3319
65	28.3122
70	28.3173
75	28.3438
80	28.3255
85	28.3317
90	28.3542

Quizá estos valores por sí solos no transmitan nada, pero si se representan en una curva obtenemos:



Lo que más destaca en esta gráfica es la rápida oscilación de la curva, consecuencia directa de la ω_z del satélite. De esta curva se distingue que la potencia media alcanza su máximo en los 0° con un valor de 28,3542 W. No obstante, de este análisis podemos concluir que en el segundo caso de estudio la potencia media apenas cambia al modificar el ángulo de desfase inicial, siendo la variación entre los puntos más separados de un 0,17%. Como consecuencia, el ángulo de desfase inicial se puede despreciar en un primer análisis del sistema de potencia.

Además, tal y como se demostrará en la siguiente gráfica, debido a las propiedades de las razones trigonométricas la gráfica anterior se repetirá con un período de 90° . Por lo que la potencia media no solo es máxima en 0° , sino en $0+n\cdot90^\circ$ donde n es un número entero. Como se puede apreciar, se cumple lo dicho para todos los ángulos de 0 a 180° y consecuentemente para todo $0+n\cdot90^\circ$.

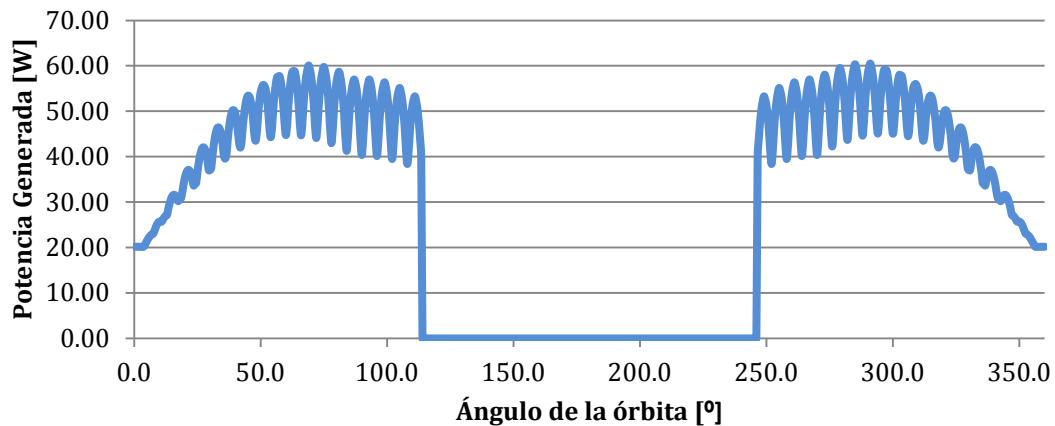


Con el objetivo de no convertir este análisis en una actividad tediosa se ha representado únicamente la curva de potencia total y suma de potencias para un ángulo de 0°.

Para justificar esto por un lado y además para simular el presupuesto de potencia del satélite (como se mostrará a continuación) por el otro se han realizado cálculos para 15 órbitas consecutivas del satélite, ya que Gaia dará 15 vueltas a la tierra cada 24 horas. Además, otro detalle que no se ha mentado es que pasará sobre la estación de seguimiento 2 veces al día, información que más adelante será tomada en cuenta.

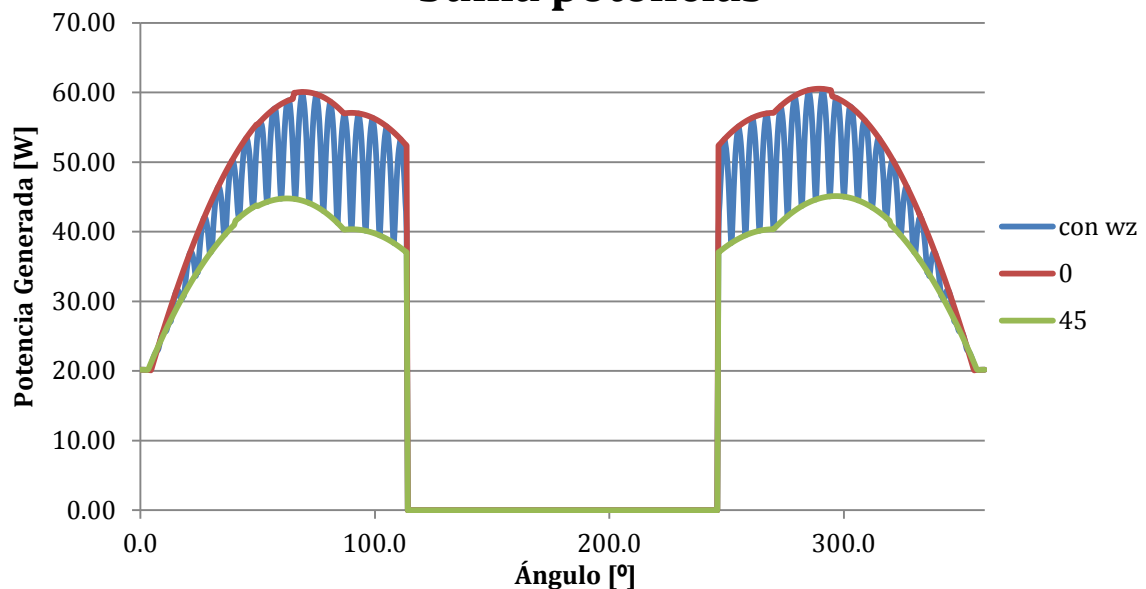
La siguiente curva representa la suma de la potencia generada por las cinco caras de Gaia equipadas con paneles solares para una órbita y la otra para las 15 órbitas.

Suma potencias (0)



De esta curva llaman la atención dos detalles. El primero es que la oscilación de la potencia generada por las 5 caras de Gaia ha sido minimizada ya que cuando la potencia generada por una cara disminuía drásticamente la complementaria la aumentaba. El segundo es que la oscilación de la curva suma se realiza entre las dos curvas suma de potencias que generan la mínima y máxima potencia media para una actitud del satélite con $\omega_z = 0$. Esto se ve justificado por la siguiente gráfica, que viene a ser la anterior mas las curvas propias de la potencia total generada por el satélite sin rotación sobre su eje z para los ángulos de desfase de máxima y mínima potencia (45° y 0° respectivamente).

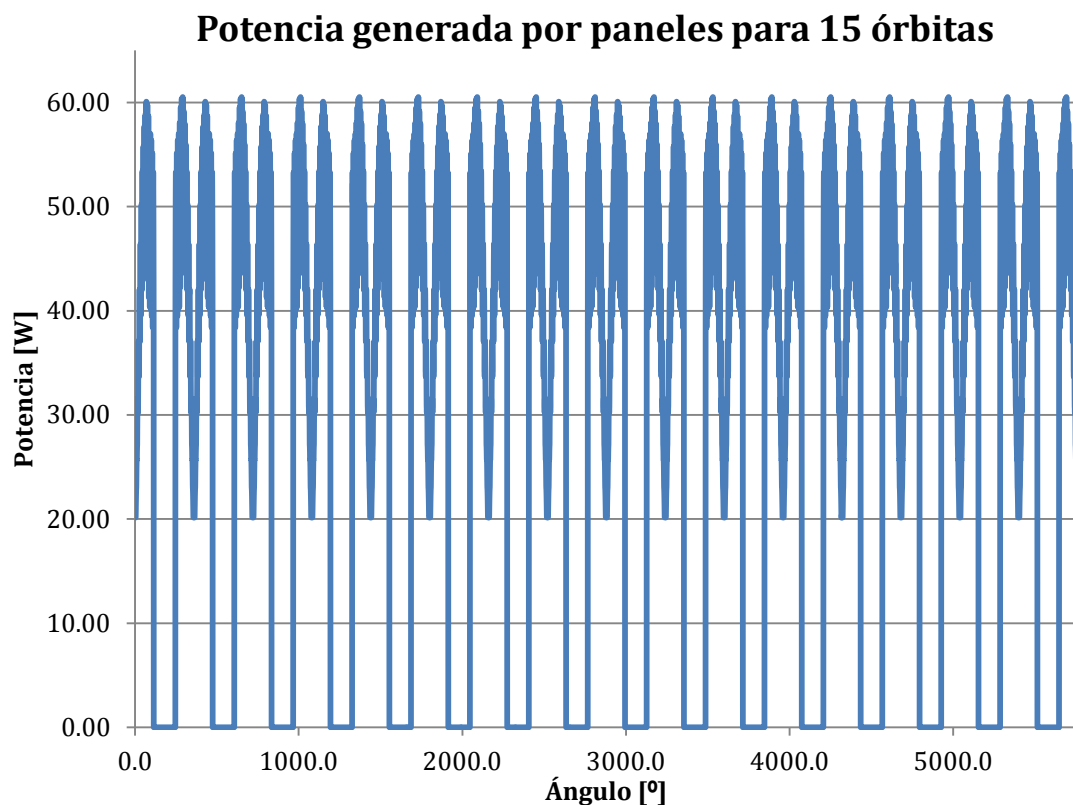
Suma potencias



Como se puede apreciar en la gráfica, se cumple lo explicado previamente con bastante precisión.

Finalmente se presenta la curva de la suma de potencias para 15 órbitas.

Aunque puede parecer también algo caótica, se trata ni más ni menos de la gráfica de suma de potencias para el segundo caso de estudio y un ángulo de desfase 0 repetida quince veces, pues como ya se ha dicho antes, la velocidad angular de rotación sobre el eje z del satélite ω_z ha sido calculada para que el ingenio dé exactamente 15 vueltas completas por cada órbita. De todos modos, se ha habilitado una casilla programada en el documento de Excel con el número de vueltas por órbita por si en algún momento es necesario recalcularlo todo para una nueva velocidad angular.



3.6.2 LT SPICE

Para realizar la simulación de los paneles solares se pretendía emplear la herramienta informática LTSPICE.

LTSPICE es un simulador de circuitos eléctricos y electrónicos de alto rendimiento basado en el casi homónimo simulador SPICE. SPICE (*Simulation Program with Integrated Circuit Emphasis*) fue desarrollado a mediados de los años 70 por la Universidad de California en Berkeley. Al ser desarrollado con fondos públicos el programa se considera “abierto” o de dominio público. Desde su nacimiento, numerosas empresas del sector lo han modificado y adaptado acorde con sus necesidades generando su propia versión. Dentro de todas las que hay cabe destacar LTSPICE, un programa basado en SPICE y con bastantes opciones de simulación. Básicamente, LTSPICE es una interfaz gráfica para poder emplear fácilmente todo el potencial de SPICE.

El programa se puede dividir en tres sectores principales. Un editor de circuitos, un simulador de estos y un visualizador de los resultados simulados.

Se ha elegido LTSPICE frente a otros simuladores de circuitos eléctricos debido a la facilidad para descargar e instalar el programa. Otro motivo ha sido que su interfaz es bastante simple e intuitiva, facilitando considerablemente el aprendizaje a un usuario sin experiencias con software de este tipo.

Sin embargo, por falta de tiempo en este proyecto se tuvo que descartar la simulación de células fotovoltaicas con este programa, dejándolo como posible vía de investigación para otros proyectos posteriores a este.

3.6.3 Presupuesto de potencia

El presente capítulo pretende ser una introducción sobre el presupuesto del sistema de potencia del satélite así como una breve descripción del sistema encargado de regular y administrar la potencia dentro del satélite.

En este apartado se definirá el perfil de consumo del satélite y se intentará ilustrar con gráficas que muestren tanto la potencia generada por órbita así los consumos continuos y extraordinarios del satélite.

Antes de comenzar se ha considerado necesario recordar algunas características del satélite obtenidas en capítulos anteriores.

Tabla 23 - Características satélite

Altura Órbita	600 km
Período	5791 s ¹⁵
Tiempo de visibilidad sobre el control de Tierra	10 min
Duración de la misión	5 años

A continuación se realizará una breve definición de los consumos y perfiles de potencia del satélite necesarios para poder realizar la simulación.

Gaia dará 15 vueltas a la Tierra cada 24 horas. Además, pasa dos veces al día sobre la estación de seguimiento (cuando el satélite está en el nodo ascendente y descendente) por lo que de esas 15 vueltas, 2 estará comunicándose con el segmento de tierra. Se ha supuesto que cuando el satélite pasa sobre la estación se produce un intercambio de información (véase el apartado 2.7) que consume energía extra. Es en este período (el de comunicaciones) es cuando se produce el consumo máximo de potencia del satélite (se ha supuesto que las comunicaciones necesitarán unos 50 W). De las dos veces que el satélite se comunica con tierra al

¹⁵El período de la órbita calculado en Excel difiere del calculado en capítulos anteriores en unos pocos segundos (de 5.791 a 5.801 s). Esto es debido a que en Excel se ha considerado el radio de la tierra como 6.378 km y en los capítulos previos como 6.370 km.

día, una lo hace en eclipse (tal y como se puede apreciar en la gráfica del presupuesto y generación de potencia para la órbita 7) y otra bajo la luz del sol. Es por ello que los requerimientos de potencia y los suministradores de ésta serán distintos en los dos períodos de comunicaciones. En el primero (órbita 1) el satélite estará bajo la radiación solar, por lo que aunque la potencia generada por los paneles solares no sea la suficiente en ese momento, las baterías suplirán la carencia. En el segundo período de comunicaciones son las baterías las que tienen que satisfacer toda la demanda de energía ya que los paneles no generarán energía, por lo que se producirá un uso exhaustivo de las baterías.

El tiempo que el satélite está comunicándose con la estación de Tierra será aproximadamente de unos diez minutos. Esto variará según la altura de la órbita, el tipo de antena que lleve el satélite y el tipo de órbita que trace el mismo. Todos estos factores determinarán la geometría del cono de comunicaciones, que es la superficie que limita la posibilidad de que se realice transmisión de información en ambos sentidos. Dentro del cono de comunicaciones el envío y recepción de información es posible, fuera de él no.

En definitiva, tendremos dos perfiles de consumo principales. El continuo y el de comunicaciones. Se ha supuesto que el sensor óptico está continuamente funcionando, por lo que en el perfil de consumo continuo están incluidos los 9 W de la cámara embarcada.

A continuación se realizará una descripción del funcionamiento del sistema de gestión de potencia. Los paneles solares van a estar generando potencia en todo momento menos en los períodos de eclipse, por lo que como condición inicial, siempre que el satélite esté iluminado por la radiación solar la potencia que necesiten los subsistemas será suministrada por los paneles solares.

Si se da la situación de que la potencia generada por los paneles no fuera suficiente las baterías recargables aportarían potencia extra satisfaciendo así los requerimientos energéticos de ese momento. En los períodos de oscuridad, cuando Gaia está a la sombra de la Tierra (en eclipse) se hará un uso exclusivo de las baterías, pues los paneles solares no generarán potencia.

En el caso de que el satélite genere más potencia de la que necesiten los subsistemas, este exceso de energía se tratará de almacenar en las baterías (cargándolas) por un lado y por otro se disipará mediante resistencias, ya que si generamos potencia que no vamos a utilizar esto se traduce en calor y consecuentemente se produce un aumento directo de la temperatura de los componentes embarcados disminuyendo el rendimiento de estos y poniendo en peligro la misión espacial.

Existen dos tipos de disipación de potencia, la forzada mediante resistencias embarcadas y la propia por el funcionamiento de los equipos. Estos datos son importantes para otros subsistemas ya que influirán en los cálculos termodinámicos propios del control térmico del vehículo espacial.

El profesor Santiago Pindado Carrión proporcionó al alumno una hoja de cálculo para que sirviera de guía la hora de realizar esta simulación. Se modificó y amplió la hoja para adaptarlas a las necesidades de Gaia.

El sistema de disipación potencia en caso de que haya exceso de la misma se ha programado para que se active cuando la potencia consumida sea menor que el 90% de la potencia generada.

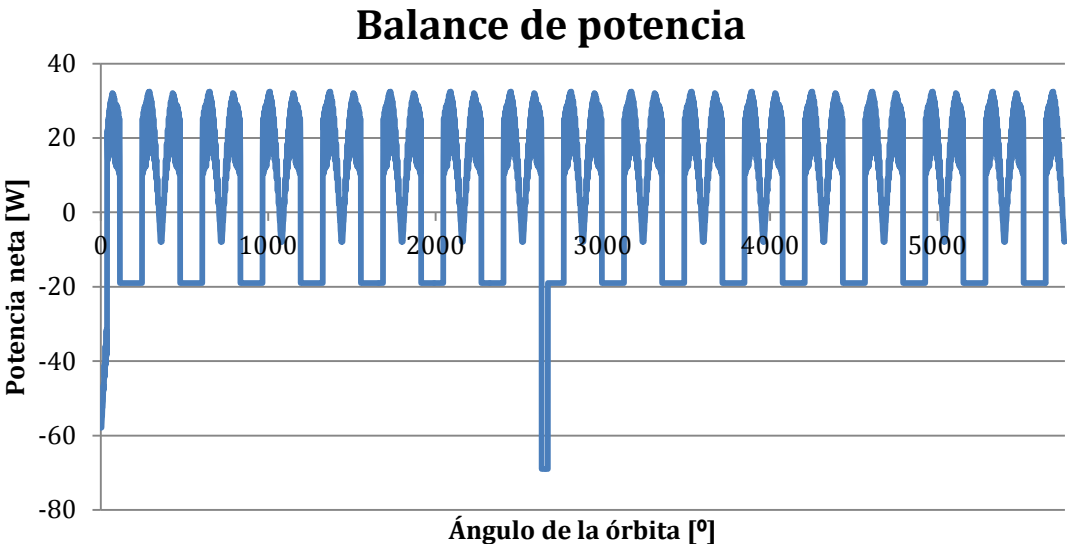
El estudio realizado abarca las veinticuatro horas del día, cubriendo 15 órbitas consecutivas del satélite. No se ha ampliado con más órbitas porque es a partir de este punto cuando la gráfica se repite, pues el comportamiento del satélite volvería a ser el mismo y se tendría una curva periódica.

Para realizar los cálculos se han supuesto los siguientes consumos de los subsistemas:

Tabla 24 - Consumo subsistemas empleado en la simulación

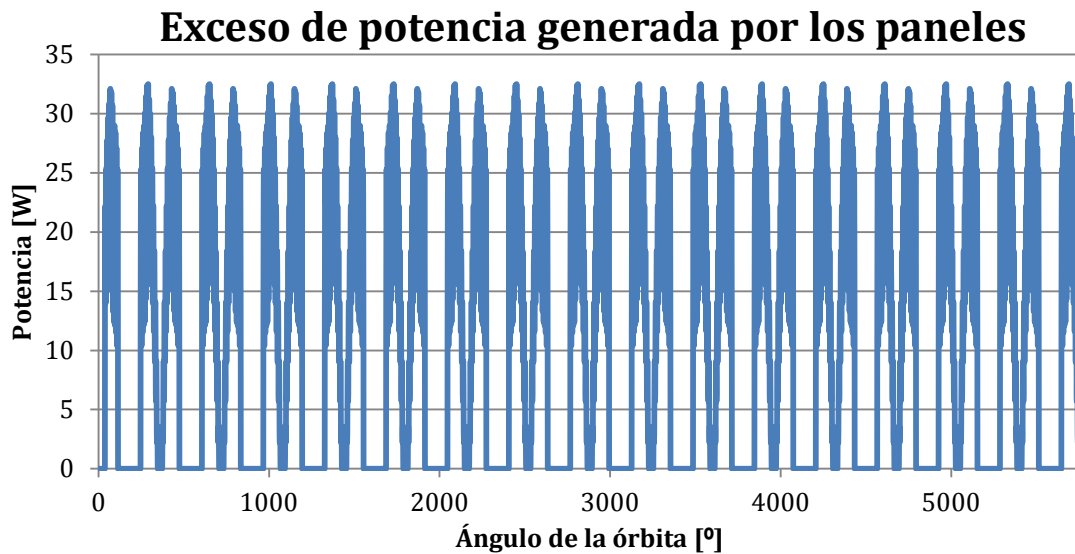
ACDS [W]	5
OBDH [W]	3
TT&C [W]	2
TT&C (10 min.) [W]	50
TCS [W]	1
P/L [W]	9
Paneles, media [W]	28.36

La gráfica que se presenta ilustra la diferencia entre la potencia generada por las baterías y la consumida por los subsistemas sin tener en cuenta la disipación de potencia.



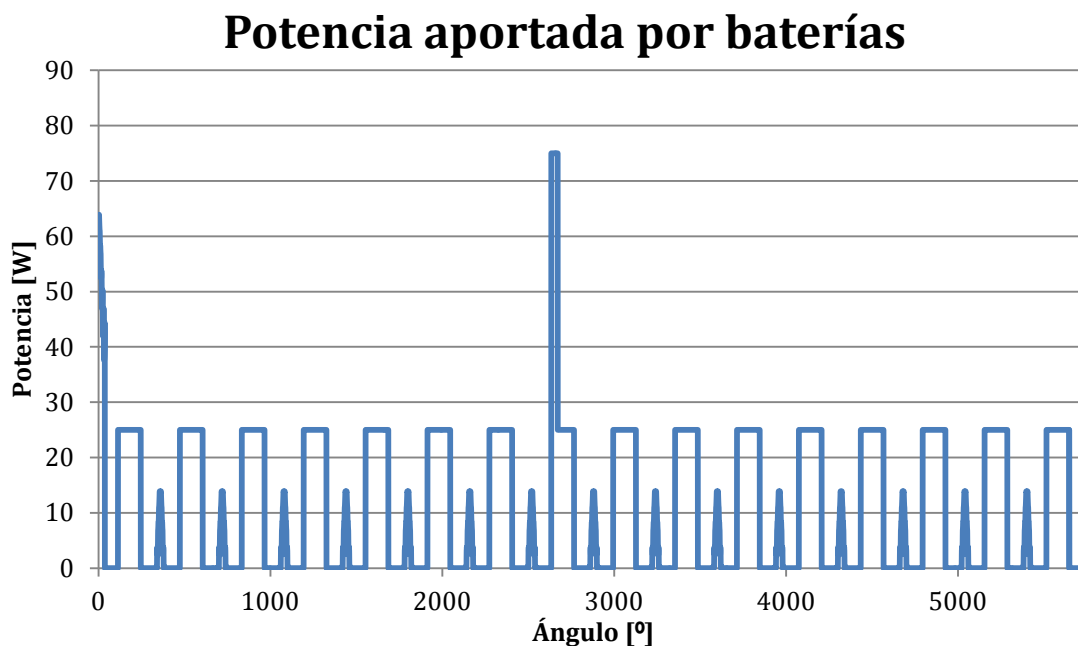
Cada vez que la curva está en la zona negativa del eje de ordenadas significa que los paneles solares no generan la suficiente potencia como para satisfacer los requerimientos de la carga de pago. Tal y como se puede apreciar en la curva, esto es en numerosas zonas de la órbita. Para comenzar, ocurre en todos los períodos de eclipse. También se da en los dos períodos de comunicaciones.

La siguiente curva representa el exceso de potencia que tendrá el satélite. Básicamente es la misma curva que la anterior pero omitiendo todo lo que existe en el semieje negativo de las ordenadas.



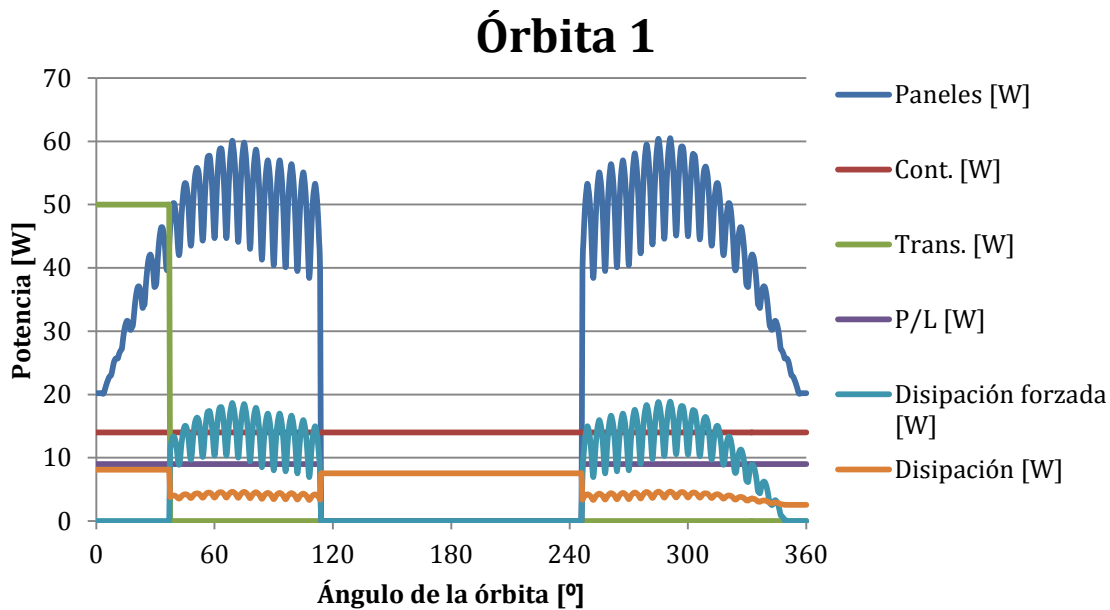
Como se ha dicho antes, todo este exceso de potencia se empleará principalmente en cargar las baterías, tarea muy importante pues aunque la mayor parte de la órbita el balance neto de potencia sea positivo, el consumo en los períodos de comunicaciones es bastante elevado y descargaría muy rápido las baterías.

En la siguiente gráfica se representa la potencia que debería aportar las baterías para generar un balance de potencia neto nulo.



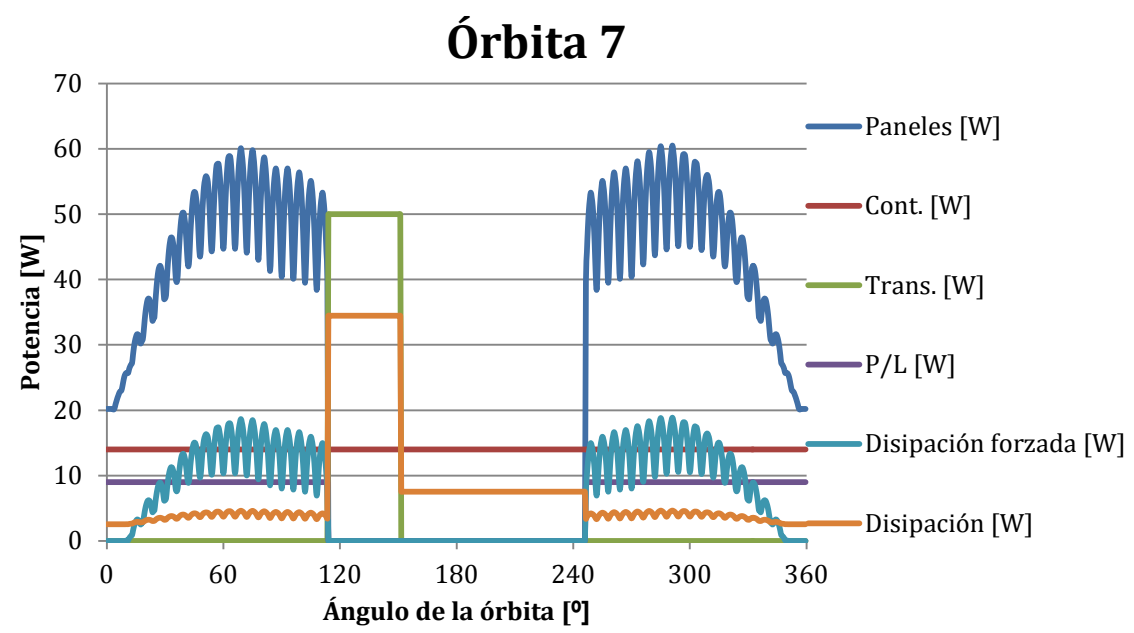
Cabe destacar los dos picos que se producen en la primera y séptima órbita (en torno a los 0° y 2700°), que son los producidos por la transferencia de información entre la estación de seguimiento y el satélite.

En la siguiente curva se representa el perfil de potencia para la primera órbita



Tal y como se puede apreciar en la leyenda, en la gráfica están representada la potencia instantánea generada por los paneles solares, la demanda de energía en perfil continuo de los subsistemas, los 50 W de transmisión de información durante 600 segundos (10 minutos) y los dos tipos de disipación de potencia. Decir que la curva de la disipación forzada, al ser directamente proporcional a la potencia instantánea total generada por los paneles solares, tiene una forma similar a la de la potencia de los paneles.

Se ha hecho lo mismo con la órbita 7, ya que es en ésta cuando vuelve a pasar el satélite sobre la estación de seguimiento en tierra, esta vez en nodo descendente.



Este período es más crítico que el anterior, pues las comunicaciones se realizan cuando el satélite está en eclipse, por lo que toda la potencia necesaria la tendrán que suministrar exclusivamente las baterías. El resto de curvas son similares o iguales a las de la primera órbita.

Además de todos estos cálculos se obtuvo la potencia media consumida en el período de eclipse, cuando el satélite está en sombra, con el objetivo obtener los datos que se necesitaron en las operaciones del apartado 3.5). Para ello, una vez obtenido el presupuesto de potencia del satélite y conociendo toda la información sobre la potencia consumida según las suposiciones realizadas se calculó la potencia media en cada eclipse de cada órbita de las 15 primeras órbitas, obteniendo la siguiente tabla:

Tabla 25 - Órbita vs demanda potencia media eclipse

Órbita	Potencia media [W]
1	19
2	19
3	19
4	19
5	19
6	19
7	29.7797
8	19
9	19
10	19
11	19
12	19
13	19
14	19
15	19

Para los cálculos se consideraba un única potencia media en eclipse, por lo que se realizó la media aritmética de las 15 órbitas, obteniéndose un promedio de 19,7186 W, dato que se empleó en al calcular la capacidad que deberían tener las baterías.

4 Conclusiones

El presente Proyecto Fin de Carrera pretende ser un prediseño de un satélite de observación terrestre con la misión de alertar de cambios en el paisaje natural o urbano de los distintos lugares del mundo. El prediseño de este satélite se ha centrado en el dimensionado y simulación del sistema de potencia.

El satélite, denominado Gaia haciendo referencia a la diosa de la Tierra en la mitología griega (Gea), tendrá forma cúbica, con dimensiones de 0,5 m x 0,5 m x 0,5 m. Pretende ser lanzado a bordo de una lanzador Ariane 5 como carga de pago secundaria desde la Guayana Francesa.

La principal ventaja de este proyecto frente a otros posibles competidores es su viabilidad económica, ya que todo el prediseño se ha realizado teniendo como principal objetivo desarrollar un satélite barato, austero y eficiente. Se ha considerado además la posibilidad de que sea el primero de una constelación de satélites del mismo tipo.

En general la complejidad de los subsistemas embarcados es baja pues esto significa una menor posibilidad de errores y fallos, menos demanda de energía y por supuesto, un precio más bajo. Así pues, los subsistemas térmico y de control de actitud serán fundamentalmente pasivos. El sistema de comunicaciones sólo funcionará 2 veces por órbita y solamente existirá una única estación de seguimiento (abaratando así aún más los costes del proyecto). Los materiales con los que será fabricado son totalmente austeros y tradicionales pero no por ello menos fiables. Se ha elegido una aleación de aluminio 7075, típica en la industria aeroespacial y cuyas propiedades son más que conocidas como pilar fundamental en la estructura del satélite. La carga de pago es un sensor óptico de bajo consumo pero con suficiente resolución como para tomar fotografías nítidas de la superficie terrestre. Se trata de la cámara SSTL CHRIS de la empresa Surrey, con un consumo máximo menor de 9 W. Además de todo esto, se ha elegido una órbita que se considera óptima para la importante tarea de Gaia. Ésta es una órbita baja (LEO) heliosíncrona de mediodía, circular y de 600 km de altitud.

El sistema de potencia del satélite descrito en este proyecto está compuesto por 5 paneles solares de arseniuro de galio cuyas células han sido fabricadas por la empresa Azur Space (modelo 3G 28%), unas baterías conectadas en serie-paralelo y un regulador de potencia cuasi-equilibrado. En total habrá 20 células solares en la cara denominada como “E” del satélite (la opuesta a donde va alojada el sensor óptico) y 40 células en las cuatro caras restantes. La sexta cara se dedicará exclusivamente al sensor óptico.

La simulación del sistema de potencia se ha realizado empleando el programa ofimático de Microsoft, Microsoft Office Excel. Se han dimensionado los paneles solares acordes con el presupuesto de potencia del satélite y se ha calculado la potencia media por órbita generada por los paneles solares embarcados así como la potencia que necesitarán suministrar las baterías. Para ello se ha dividido la simulación en dos casos. El del satélite universitario UPMSat-2 y el propio de Gaia. Dentro de este último se han considerado dos casos de estudio. En el primero se supone al satélite únicamente rotando alrededor de la Tierra, sin giro sobre su eje. En el segundo caso se le añadió una velocidad de rotación sobre su eje.

5 Bibliografía

- [1] M. R. Patel, "Spacecraft Power Systems," 2004.
- [2] J. R. W. Wiley J. Larson, *Space Mission Analysis Design*, 3rd ed., 1999.
- [3] (2012). *Groenlandia y el deshielo superficial de julio de 2012: ¿Por qué? y algunas consecuencias.* Available: <http://www.tiempo.com/ram/24988/groenlandia-deshielo-julio-de-2012-por-que-y-algunas-consecuencias/>
- [4] A. Ravanbakhsh, Mortazavi, Mahdi & Roshanian, Jafar, "Multidisciplinary Design Optimization Approach to Conceptual Design of a LEO Earth Observation Microsatellite," p. 10, 2007.
- [5] S. Stoff, "Orbitron," 3.71 ed, 2005.
- [6] (2012). *Two-line element set.* Available: http://en.wikipedia.org/wiki/Two-line_element_set
- [7] R. M. Rodríguez-Osorio. (2009, Parámetros Orbitales. Formato TLE de NORAD.
- [8] (2012). *North American Aerospace Defense Command (NORAD).* Available: <http://www.norad.mil/Home.html>
- [9] (2012). *Proyección de Mercator.* Available: [http://enciclopedia.us.es/index.php/Proyecci%C3%B3n de Mercator](http://enciclopedia.us.es/index.php/Proyecci%C3%B3n_de_Mercator)
- [10] S. Corbellini. (2012). *Visual SAT-Flare Tracker 3D Satellite Tracking.* Available: <http://www.satflare.com/>
- [11] S. F. Ó. L. García, *Introducción a la ingeniería aeroespacial*, 2008.
- [12] *Satellite Overview US Air Force* vol. 1.
- [13] (2009). *Aluminium Alloy 7075.* Available: <http://www.makeitfrom.com/material-data/?for=7075-AlZn5.5MgCu-Aluminum>
- [14] (1981). *Ormetal. Propiedades mecánicas 7075.* Available: <http://www.ormetal.com.ar/descargas/7075.pdf>
- [15] B. A. Campbell, Samuel Walter & McCandless Jr., *Introduction to Space Sciences And Aircraft Applications* vol. 1. Houston, Texas, 1996.
- [16] C. L. Egidio, Alicia; Martín, Rocío; Martín, María Jesús; Melitón & Gunther; Rodrigo, *D-SPIRO DeepSpace IR Observer*, 2010.

- [17] LEO Mission Satellite Design Proposal (SIMBA) [Online].
- [18] H. Photonics, "Hamamatsu Photonics Data Sheet," 2008.
- [19] Y.-K. Chang, "SEDT (System Engineering Design Tool) development and its application to small satellite conceptual design," *Acta Astronautica*, 2007.
- [20] D. García Leis, *Diseño y Ensayos en Tierra de Paneles Solares para un Satélite de Órbita Baja (PFC)* vol. 1, 2012.
- [21] I. Aja Briones, *Diseño y Ensayos en Tierra de las Baterías para un Satélite de Órbita Baja (PFC)* vol. 1, 2012.
- [22] F. Navarro Medina, *Satélite de Recursos Naturales Zahorí (PFC)* vol. 1.
- [23] (2012). *Astronomía educativa*. Available: <http://www.astromia.com/glosario/afelio.htm>
- [24] E. Lorenzo, *Electricidad Solar. Ingeniería de los sistemas fotovoltaicos* vol. 1. Madrid, Madrid, España, 1994.
- [25] Solartronic. (1997). *Energía Solar*. Available: <http://www.solartronic.com>
- [26] E. Sebastian. (2012). *Componentes de un panel solar*. Available: <http://eliseosebastian.com/componentes-de-un-sistema-panel-solar/>
- [27] J. P. W. Stark, "Electrical Power Systems," ed, 2003.
- [28] (2012). *Emcore Corporation*. Available: <http://www.emcore.com/>
- [29] NASA. (2012). *LADEE Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer*. Available: http://www.nasa.gov/mission_pages/LADEE/main/
- [30] (2012). *Spectrolab, A Boeing Company*. Available: <http://www.spectrolab.com/>
- [31] "Azur Space," ed, 2012.
- [32] ESA. (2012). *Meteosat Second Generation*. Available: <http://www.esa.int/esaMI/MSG/>
- [33] (2012). *Densidad de energía*. Available: http://es.wikipedia.org/wiki/Densidad_de_energ%C3%ADa
- [34] M. R. F. D. Griffin, James. , *Space Vehicle Design*, 2nd ed.: AIAA Education, 2004.
- [35] *Mathews Associates*. Available: <http://www.maifl.com/>
- [36] *Clyde Space*. Available: <http://www.clyde-space.com/>

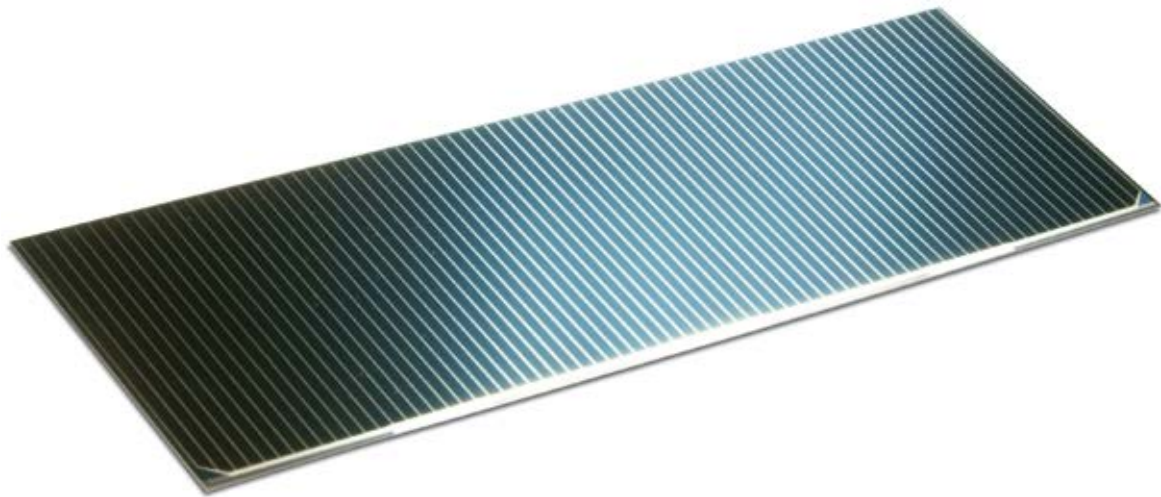
- [37] *Saft*. Available: <http://www.saftbatteries.com/Home/tabid/54/Language/en-US/Default.aspx>
- [38] *Quallion*. Available: <http://www.quallion.com/index.asp>
- [39] *ABSL Space products*. Available: <http://www.abslspaceproducts.com/>
- [40] *Space vector*. Available: <http://www.spacevector.com/>
- [41] *SSTL (Surrey Satellite Technology Limited)*. Available: <http://www.sstl.co.uk/>

6 Anexos

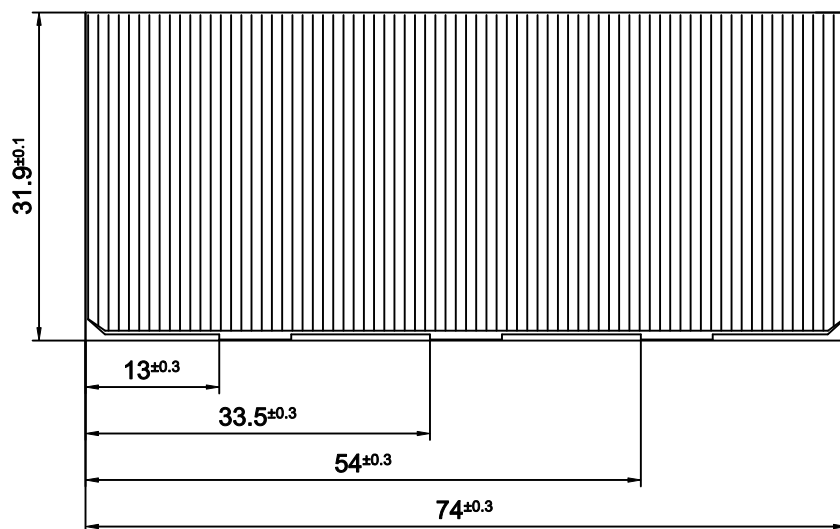
Anexo I

Documentación células fotovoltaicas

Cell Type: S 32



This cell type is a state-of-the-art high efficiency, low weight silicon solar cell with an integrated by-pass diode.



Cell Type: S 32



Design and Mechanical Data

Base Material	CZ, <1-0-0>
AR-coating	TiO _x /Al ₂ O ₃
Dimensions	74.0 x 31.9 mm ± 0.1 mm
Cell Area	23.61 cm ²
Average Weight	≤ 32 mg/cm ²
Cell Thickness	130 ± 30 µm
Ag - Thickness	3 – 11 µm
Grid Design	Improved Grid system with 3 contact pads
Resistivity	p (B) 2 ± 1 Ω cm
Shadow Protection	Integrated Zener by-pass diode I _{rev} = 55 mA/cm ² (1.2 Isc) @ V _{rev} = 5 – 6 V



Electrical Data

		BOL	3E14	1E15	3E15
Average Open Circuit V _{oc}	[mV]	628	0.91	0.89	0.85
Average Short Circuit I _{sc}	[mA/cm ²]	45.8	0.88	0.85	0.76
Voltage at max. Power V _{pmax}	[mV]	528	0.91	0.89	0.84
Current at max. Power I _{pmax}	[mA/cm ²]	43.4	0.88	0.84	0.75
Average Efficiency η _{bare}	[%]	16.9	0.80	0.74	0.64

Test Conditions: AMO Spectrum; Light Intensity E = 135.3 mW/cm²; Cell Temperature T_c = 28°C

Standard : CNES 01-23MV1

BOL measurement accuracy: ± 1.5% relative



Temperature Gradients

Voltage dV _{oc} /dT	[mV/°C]	- 2.02	-2.14	- 2.17	- 2.20
Short Circuit dI _{sc} /dT	[mA/cm ² /C°]	0.030	0.045	0.055	0.059
Voltage dV _{pmax} /dT	[mV/°C]	- 2.07	-2.22	- 2.19	- 2.25
Power dP _{pmax} /dT	[mW/cm ² /°C]	0.004	0.023	0.027	0.035



Threshold Values

Absorptivity	≤ 0.78 (CMX 100 AR/IRR)
Pulltest	> 5 N at 45 ° welding test (with 35 µm Ag stripes)
Development Status	Qualified



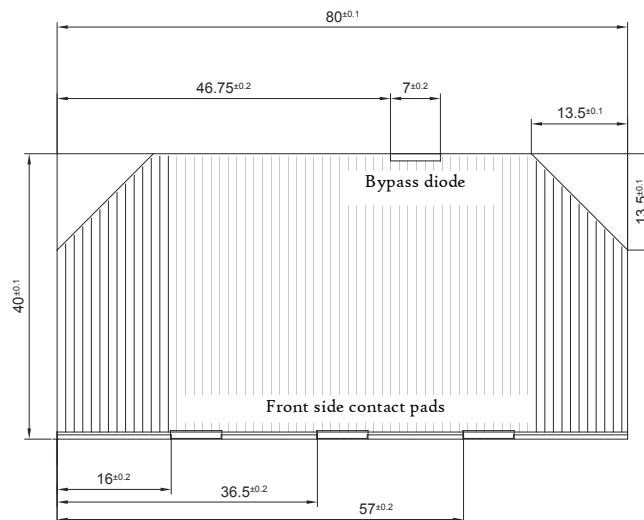
28% Triple Junction GaAs Solar Cell

Type: TJ Solar Cell 3G28C

More than 1 million 3G28C cells delivered



This cell type is a GaInP/GaAs/Ge on Ge substrate triple junction solar cell (efficiency class 28%). The cell is equipped with an integrated bypass diode, which protects the adjacent cell in the string.



3G28C

28% Triple Junction GaAs Solar Cell

Type: TJ Solar Cell 3G28C



Design and Mechanical Data

Base Material	GaInP/GaAs/Ge on Ge substrate
AR-coating	TiO _x /Al ₂ O ₃
Dimensions	40 x 80 mm ± 0.1 mm
Cell Area	30.18 cm ²
Average Weight	≤ 86 mg/cm ²
Thickness (without contacts)	150 ± 20 µm
Contact Metallization Thickness (Ag/Au)	4 – 10 µm
Grid Design	Grid system with 3 contact pads



Electrical Data

		BOL	2,5E14	5E14	1E15
Average Open Circuit V _{oc}	[mV]	2667	2560	2534	2480
Average Short Circuit I _{sc}	[mA]	506.0	500.9	500.9	485.8
Voltage at max. Power V _{mp}	[mV]	2371	2276	2229	2205
Current at max. Power I _{mp}	[mA]	487.0	482.1	472.4	457.8
Average Efficiency η _{bare} (1367 W/m ²)	[%]	28.0	26.6	25.5	24.5
Average Efficiency η _{bare} (1353 W/m ²)	[%]	28.3	26.9	25.8	24.7

Standard: CASOLBA 2005 (05-20MV1, etc); Spectrum: AMO WRC = 1367 W/m²; T = 28 °C

Acceptance Values

Voltage V _{op}	2300 mV
Min. average current I _{op avg} @ V _{op}	485 mA (higher I _{op} on demand)
Min. individual current I _{op min} @ V _{op}	455 mA

Shadow protection

Integrated protection diode	V _{forward} (605 mA) ≤ 2.5 V
T = 25°C ± 3°C	I _{reverse} (2.8 V) ≤ 100µA



Temperature Gradients (25°C - 80°C)

		BOL	2,5E14	5E14	1E15
Open Circuit Voltage	ΔV _{oc} /ΔT↑ [mV/°C]	- 6.0	- 6.4	- 6.2	- 6.3
Short Circuit Current	ΔI _{sc} /ΔT↑ [mA/°C]	0.32	0.33	0.31	0.39
Voltage at max. Power	ΔV _{mp} /ΔT↑ [mV/°C]	- 6.1	- 6.8	- 6.3	- 6.4
Current at max. Power	ΔI _{mp} /ΔT↑ [mA/°C]	0.28	0.36	0.20	0.29



Threshold Values

Absorptivity	≤ 0.91 (with CMX 100 AR)
Pull Test	> 1.6 N at 45° welding test (with 12.5µm Ag stripes)



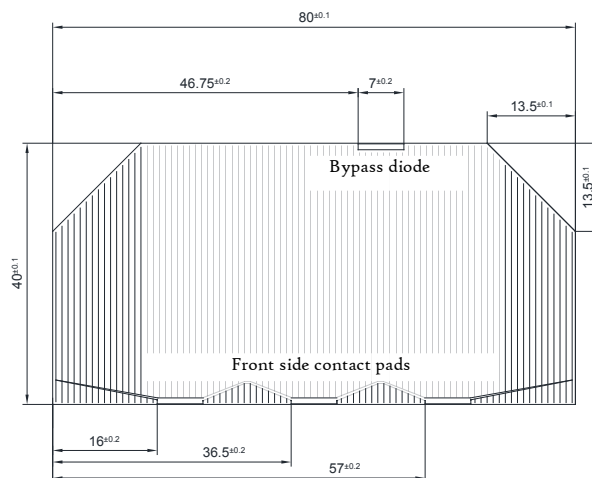
30% Triple Junction GaAs Solar Cell

Type: TJ Solar Cell 3G30C

Improved Voltage at Maximum Power Point



This cell type is a GaInP/GaAs/Ge on Ge substrate triple junction solar cell (efficiency class 30%). The cell has an improved grid-design and is equipped with an integrated bypass diode, which protects the adjacent cell in the string.



3G30C

30% Triple Junction GaAs Solar Cell

Type: TJ Solar Cell 3G30C



Design and Mechanical Data

Base Material	GaInP/GaAs/Ge on Ge substrate
AR-coating	TiO _x /Al ₂ O ₃
Dimensions	40 x 80 mm ± 0.1 mm
Cell Area	30.18 cm ²
Average Weight	≤ 86 mg/cm ²
Thickness (without contacts)	150 ± 20 µm
Contact Metallization Thickness (Ag/Au)	4 – 10 µm
Grid Design	Grid system with 3 contact pads



Electrical Data

		BOL	2,5E14	5E14	1E15
Average Open Circuit V _{oc}	[mV]	2700	2573	2522	2480
Average Short Circuit I _{sc}	[mA]	520.2	517.6	514.9	501.7
Voltage at max. Power V _{mp}	[mV]	2411	2283	2232	2198
Current at max. Power I _{mp}	[mA]	504.4	500.9	494.2	478.9
Average Efficiency η _{bare} (1367 W/m ²)	[%]	29.5	27.7	26.7	25.5
Average Efficiency η _{bare} (1353 W/m ²)	[%]	29.8	28.0	27.0	25.8

Standard: CASOLBA 2005 (05-20MV1, etc); Spectrum: AMO WRC = 1367 W/m²; T = 28 °C

Acceptance Values

Voltage V _{op}	2350 mV
Min. average current I _{op avg} @ V _{op}	505 mA
Min. individual current I _{op min} @ V _{op}	475 mA

Shadow protection

Integrated protection diode	V _{forward} (620 mA) ≤ 2.5 V
T = 25°C ± 3°C	I _{reverse} (2.8 V) ≤ 100 µA



Temperature Gradients (25°C - 80°C)

		BOL	2,5E14	5E14	1E15
Open Circuit Voltage	ΔV _{oc} /ΔT↑ [mV/°C]	- 6.0	- 6.2	- 6.2	- 6.3
Short Circuit Current	ΔI _{sc} /ΔT↑ [mA/°C]	0.32	0.35	0.31	0.39
Voltage at max. Power	ΔV _{mp} /ΔT↑ [mV/°C]	- 6.1	- 6.3	- 6.3	- 6.4
Current at max. Power	ΔI _{mp} /ΔT↑ [mA/°C]	0.28	0.27	0.20	0.29



Threshold Values

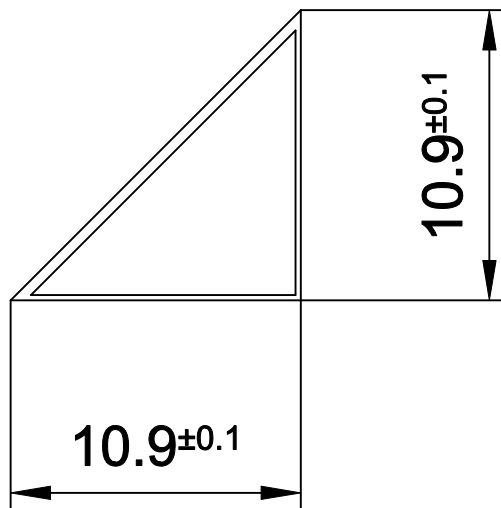
Absorptivity	≤ 0.91 (with CMX 100 AR)
Pull Test	> 1.6 N at 45° welding test (with 12.5µm Ag stripes)

3G30C

Cell Type: S By-Pass Diode



This state-of-the-art silicon diode is designed to protect triple cells. These diodes are usually mounted in the cropped corners of the solar cell.



Cell Type: S By-Pass Diode



Design and Mechanical Data

Base Material	CZ, <1-0-0>, n ⁺ pp ⁺ structure
Dimensions	10.9 x 10.9 mm ± 0.1 mm
Diode Area	1.19 cm ²
Average Weight	≤ 30 mg
Thickness	130 ± 30 µm
Ag - Thickness	3 – 11 µm
Contact	n-side with thermal oxide at edges, p-side fully covered
Resistivity	p (B) 2 ± 1 Ω cm



Electrical Data

Forward Voltage	≤ 0.8 V @ I _{FV} = 620 mA
Reverse Current	≤ 1 µA @ V _{REV} = 4 V



Threshold Values

Pulltest	> 5 N at 45 ° welding test (with 35 µm Ag stripes)
Development Status	Qualified



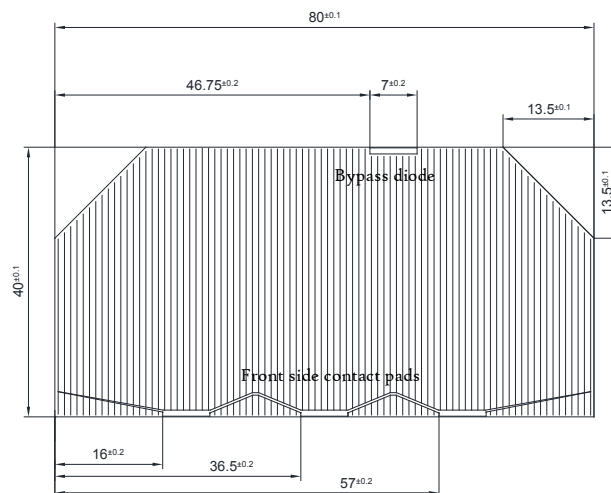
30% Triple Junction GaAs Solar Cell

Type: TJ Solar Cell 3G30C - Advanced

Best in Class EOL-Values!



This cell type is a GaInP/GaAs/Ge on Ge substrate triple junction solar cell (efficiency class 30% advanced). The cell has an improved grid-design and is equipped with an integrated bypass diode, which protects the adjacent cell in the string. The advanced version of the 3G30C offers best EOL-values.



3G30C - Advanced

30% Triple Junction GaAs Junction Solar Cell

Type: TJ Solar Cell 3G30C - Advanced



Design and Mechanical Data

Base Material	GaInP/GaAs/Ge on Ge substrate
AR-coating	TiO _x /Al ₂ O ₃
Dimensions	40 x 80 mm ± 0.1 mm
Cell Area	30.18 cm ²
Average Weight	≤ 86 mg/cm ²
Thickness (without contacts)	150 ± 20 µm
Contact Metallization Thickness (Ag/Au)	4 – 10 µm
Grid Design	Grid system with 3 contact pads



Electrical Data

		BOL	2,5E14	5E14	1E15
Average Open Circuit V _{oc}	[mV]	2700	2616	2564	2522
Average Short Circuit I _{sc}	[mA]	520.2	518.5	514.0	501.9
Voltage at max. Power V _{mp}	[mV]	2411	2345	2290	2246
Current at max. Power I _{mp}	[mA]	504.4	503.2	500.6	486.6
Average Efficiency η _{bare} (1367 W/m ²)	[%]	29.5	28.6	27.8	26.5
Average Efficiency η _{bare} (1353 W/m ²)	[%]	29.8	28.9	28.1	26.8

Standard: CASOLBA 2005 (05-20MV1, etc); Spectrum: AMO WRC = 1367 W/m²; T = 28 °C

Acceptance Values

Voltage V _{op}	2350 mV
Min. average current I _{op avg} @ V _{op}	505 mA
Min. individual current I _{op min} @ V _{op}	475 mA

Shadow protection

Integrated protection diode	V _{forward} (620 mA) ≤ 2.5 V
T = 25°C ± 3°C	I _{reverse} (2.8 V) ≤ 100 µA



Temperature Gradients

		BOL	2,5E14	5E14	1E15
Open Circuit Voltage	ΔV _{oc} /ΔT↑ [mV/°C]	- 6.0	- 6.2	- 6.2	- 6.3
Short Circuit Current	ΔI _{sc} /ΔT↑ [mA/°C]	0.32	0.35	0.31	0.39
Voltage at max. Power	ΔV _{mp} /ΔT↑ [mV/°C]	- 6.1	- 6.3	- 6.3	- 6.4
Current at max. Power	ΔI _{mp} /ΔT↑ [mA/°C]	0.28	0.27	0.20	0.29



Threshold Values

Absorptivity	≤ 0.91 (with CMX 100 AR)
Pull Test	> 1.6 N at 45° welding test (with 12.5µm Ag stripes)

ATJ Photovoltaic Cell

Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications



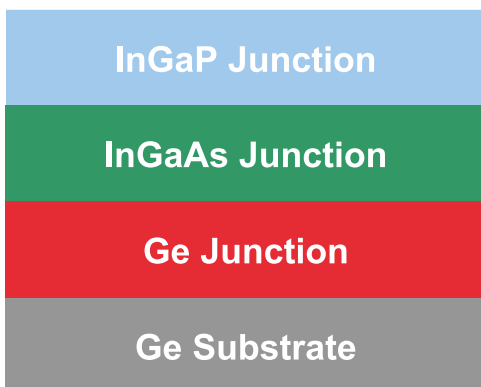
SPACE PHOTOVOLTAICS



Typical Performance Data

Electrical Parameters @ AM0 (135.3 mW/cm ²)	28°C
BOL Efficiency at Maximum Power Point	27.5%
Voc	2.60V
Jsc	17.1 mA/cm ²
Vmp	2.30V
Jmp	16.2 mA/cm ²

ATJ Cell Structure



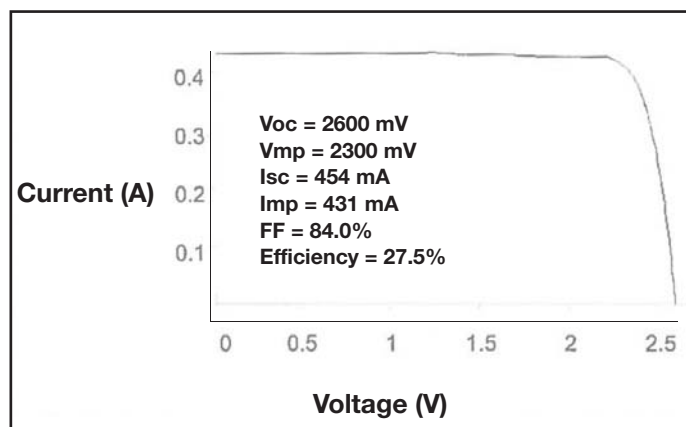
27.5% Minimum Average Efficiency

Features & Characteristics

- Lowest solar cell mass of 84 mg/cm²
- Advanced Triple-Junction (ATJ) InGaP/InGaAs/Ge Solar Cells with n-on-p Polarity on 140-μm Uniform Thickness Substrate
- Fully space-qualified with proven flight heritage in LEO and GEO environments
- Excellent radiation resistance with P/Po = 0.89 @ 1-MeV, 5E14 e/cm² fluence
- Designed to accept corner-mounted silicon bypass diode for individual cell reverse bias protection
- Good mechanical strength for reduced attrition during assembly and laydown
- Weldable or Solderable contacts
- Available at EPI, cell, CIC or panel configuration

Typical ATJ Illuminated I-V Plot

Solar Cell Area = 26.6 cm²



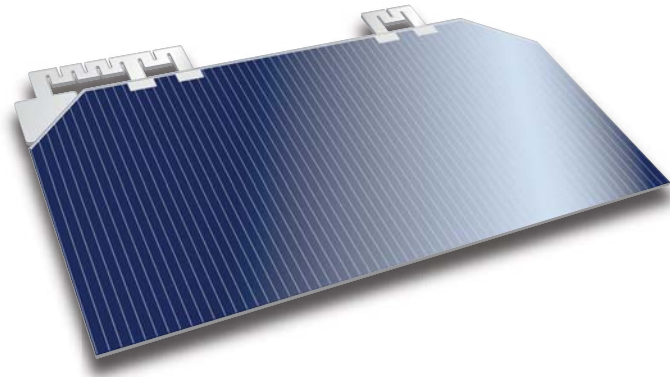
ATJ Photovoltaic Cell

Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications



SPACE PHOTOVOLTAICS

Optional Covered Interconnect Cell (CIC) Configurations



Key Space Qualification Results

Test Performed	Industry Quality Standard	Typical Test Results
Metal Contact Thickness	4-10 μm	6 μm
Dark Current degradation after reverse bias	$\Delta I_{\text{spec}} < 2\%$	$< 0.4\%$
Electrical performance after 2,000 thermal cycles -180°C to +95°C	$< 2\%$	$< 0.7\%$
High-Temperature Anneal at 200°C for >5,000 hrs.	$< 2\%$	No measurable difference
Contact pull strength	>300 grams	>600 grams
Electrical performance degradation after 40 day humidity exposure at 60°C and 95% relative humidity	$< 1.5\%$	No measurable difference

- For complete qualification results, please request EMCORE's ATJ Qual Report EWRP036

About EMCORE Corporation



Emcore Photovoltaics Albuquerque, NM

- Incorporated in 1984
- Appx. 700 Employees
- Nasdaq: EMKR

Radiation Performance at 1 MeV Electron Irradiation, EOL/BOL Ratios

Fluence (e/cm^2)	Voc	Isc	Vmp	Imp	Pmp	Efficiency
5E 13	0.97	1.00	0.97	1.00	0.97	0.97
1E 14	0.96	1.00	0.96	1.00	0.96	0.96
5E 14	0.92	0.98	0.92	0.96	0.89	0.89
1E 15	0.90	0.96	0.90	0.94	0.85	0.85
3E 15	0.86	0.90	0.85	0.87	0.74	0.74

Temperature Coefficients

Fluence (e/cm^2)	$\Delta V_{\text{oc}}/\Delta T$ (mV/°C)	$J_{\text{sc}}/\Delta T$ ⁽¹⁾ ($\mu\text{A}/^\circ\text{C}$)	$V_{\text{m}}/\Delta T$ (mV/°C)	$J_{\text{mp}}/\Delta T$ ⁽²⁾ ($\mu\text{A}/^\circ\text{Ccm}$)
BOL	-5.48	+12	-5.93	+11
5E 13	-5.49	+10	-5.68	+7
1E 14	-5.46	+11	-5.66	+7
5E 14	-5.61	+12	-5.92	+12
1E 15	-5.77	+12	-6.14	+13

- ⁽¹⁾ J_{sc} is the symbol for normalized I_{sc}
- ⁽²⁾ J_{mp} is the symbol for normalized I_{mp}

Regulatory



EMCORE CORPORATION
ISO 9001 CERTIFIED



EMCORE PHOTOVOLTAICS
AS9100 CERTIFIED

ATJM Photovoltaic Cell

Advanced Triple-Junction with Monolithic Diode Solar Cell for Space Applications



SPACE PHOTOVOLTAICS

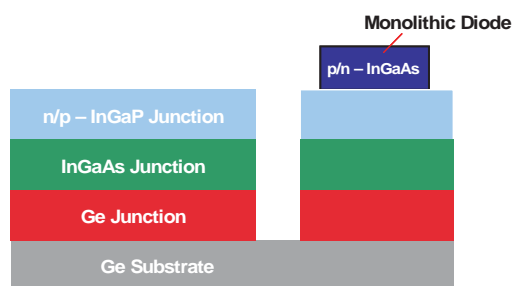


Typical Performance Data

Solar Cell Electrical Output Parameters	
Electrical Parameters @ AM0 (135.3 mW/cm ²)	27%
V _{oc}	2.575V
J _{sc}	16.9 mA/cm ²
V _{mp}	2.285V
J _{mp}	16.0 mA/cm ²

Monolithic Diode Electrical Performance	
V _{RB} < 2.0 V @ I _{RB}	500 mA, 28°
I _{RB} < 50 μA @ V _{RB}	2.5V (Dark), 28°C
I _{RB} < 200 μA @ V _{RB}	2.5V (Illuminated), 28°C
I _{RB} < 10 μA @ V _{RB}	2.5V (Dark), -150°C
I _{RB} < 1 μA @ V _{RB}	2.5V (Dark), +120°C

ATJM Cell Structure



Schematic Cross-Sectional View

27.0% Minimum Average Efficiency

Features & Characteristics

- Advanced Triple-Junction (ATJ) InGaP/InGaAs/Ge Solar Cells with n-on-p Polarity on 140-μm Uniform Thickness Substrate
- Fully space-qualified with proven flight heritage in LEO and GEO environments
- Fully Space-Qualified Monolithic Bypass Diode Protection
- Lowest solar cell mass of 84 mg/cm²
- Excellent radiation resistance with P/Po = 0.89 @ 1-MeV, 5E14 e/cm² fluence
- Excellent Mechanical Strength for Reduced Attrition during Assembly and Laydown
- Weldable or Solderable contacts
- Available at EPI, cell, CIC or panel configuration
- Standard and Custom Sizes Available

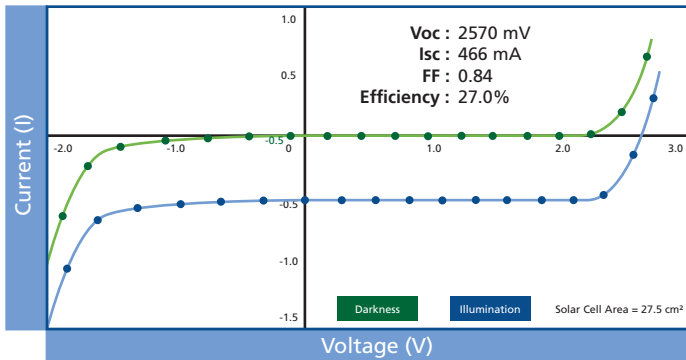
ATJM Photovoltaic Cell

Advanced Triple-Junction with Monolithic Diode Solar Cell for Space Applications



SPACE PHOTOVOLTAICS

Typical Current (I) / Voltage(V) Plot



Key Space Qualification Results

Test Performed	Industry Quality Standard	Typical Test Results
Metal Contact Thickness	4-10 μm	6 μm
Dark Current degradation after reverse bias	$\Delta I_{\text{spec}} < 2\%$	$< 0.4\%$
Electrical performance after 2,000 thermal cycles -180°C to +95°C	$< 2\%$	$< 0.7\%$
High-Temperature Anneal at 200°C for >5,000 hrs.	$< 2\%$	No measurable difference
Contact pull strength	>300 grams	>600 grams
Electrical performance degradation after 40 day humidity exposure at 60°C and 95% relative humidity	$< 1.5\%$	No measurable difference

- For complete qualification results, please request EMCORE's ATJ Qual Report EWRP036

About EMCORE Corporation



Emcore Photovoltaics Albuquerque, NM

- Incorporated in 1984
- Appx. 900 Employees
- Nasdaq: EMKR

Radiation Performance at 1 MeV Electron Irradiation, EOL/BOL Ratios

Fluence (e/cm²)	Voc	Isc	Vmp	Imp	Pmp	Efficiency
5E 13	0.97	1.00	0.97	1.00	0.97	0.97
1E 14	0.96	1.00	0.96	1.00	0.96	0.96
5E 14	0.92	0.98	0.92	0.96	0.89	0.89
1E 15	0.90	0.96	0.90	0.94	0.85	0.85
3E 15	0.86	0.90	0.85	0.87	0.74	0.74

Temperature Coefficients

Fluence (e/cm²)	$\Delta V_{oc}/\Delta T$ (mV/°C)	$J_{sc}/\Delta T$ ⁽¹⁾ ($\mu\text{A}/^\circ\text{C}$)	$V_m/\Delta T$ (mV/°C)	$J_{mp}/\Delta T$ ⁽²⁾ ($\mu\text{A}/^\circ\text{Ccm}$)
BOL	-5.48	+12	-5.93	+11
5E 13	-5.49	+10	-5.68	+7
1E 14	-5.46	+11	-5.66	+7
5E 14	-5.61	+12	-5.92	+12
1E 15	-5.77	+12	-6.14	+13

- ⁽¹⁾ J_{sc} is the symbol for normalized I_{sc}
- ⁽²⁾ J_{mp} is the symbol for normalized I_{mp}

Regulatory



EMCORE CORPORATION
ISO 9001 CERTIFIED



EMCORE PHOTOVOLTAICS
AS9100 CERTIFIED

BTJ Photovoltaic Cell

Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications



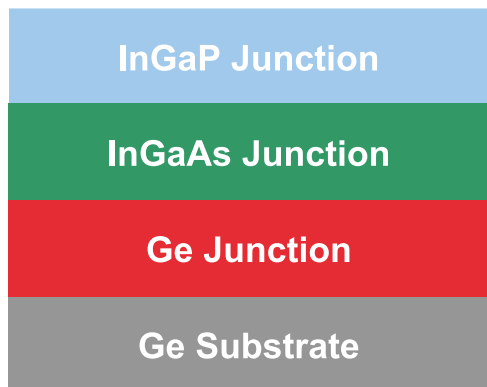
SPACE PHOTOVOLTAICS



Typical Performance Data

Electrical Parameters @ AM0 (135.3 mW/cm ²)	28°C
BOL Efficiency at Maximum Power Point	28.5%
Voc	2.70V
Jsc	17.1 mA/cm ²
Vmp	2.37V
Jmp	16.3 mA/cm ²

BTJ Cell Structure



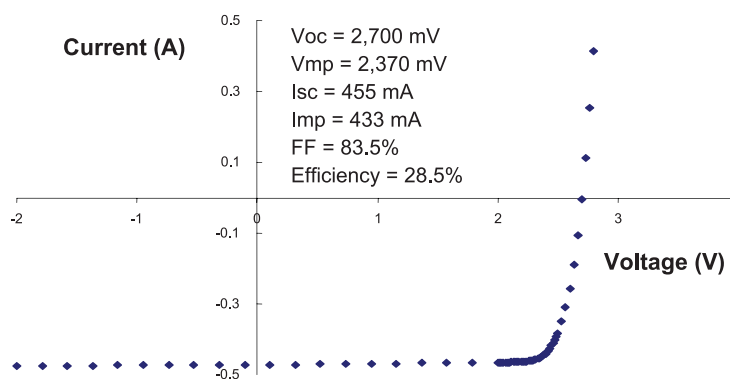
28.5% Minimum Average Efficiency

Features & Characteristics

- Lowest solar cell mass of 84 mg/cm²
- 2nd Generation Triple-Junction (BTJ) InGaP/InGaAs/Ge Solar Cells with n-on-p Polarity on 140-μm Uniform Thickness Substrate
- Fully space-qualified with proven flight heritage
- Excellent radiation resistance with P/Po = 0.89 @ 1-MeV, 5E14 e/cm² fluence
- Designed to accept corner-mounted silicon bypass diode for individual cell reverse bias protection
- Good mechanical strength for reduced attrition during assembly and laydown
- Weldable or Solderable contacts
- Standard and custom sizes available

Typical BTJ Illuminated I-V Plot

Solar Cell Area = 26.6 cm²



BTJ Photovoltaic Cell

Triple-Junction Solar Cell for Space Applications



SPACE PHOTOVOLTAICS

Optional Covered Interconnect Cell (CIC) Configurations



Key Space Qualification Results

Test Performed	Industry Quality Standard	Typical Test Results
Metal Contact Thickness	4-8 μm	6 μm
Dark Current degradation after reverse bias	$\Delta I_{\text{spec}} < 2\%$	$< 0.4\%$
Electrical performance after 2,000 thermal cycles -180°C to +95°C	$< 2\%$	$< 0.8\%$
High-Temperature Anneal at 200°C for >5,000 hrs.	$< 2\%$	No measurable difference
Contact pull strength	>300 grams	>1000 grams
Electrical performance degradation after 40 day humidity exposure at 60°C and 95% relative humidity	$< 1.5\%$	$< 0.4\%$

- For complete qualification results, please request EMCORE's ATJ Qual Report EWRP036

About EMCORE Corporation



Emcore Photovoltaics Albuquerque, NM

- Incorporated in 1984
- Appx. 900 Employees
- Nasdaq: EMKR

Radiation Performance at 1 MeV Electron Irradiation, EOL/BOL Ratios

Fluence (e/cm^2)	Voc	Isc	Vmp	Imp	Pmp	Efficiency
5E 13	0.96	1.00	0.97	1.00	0.97	0.97
1E 14	0.95	1.00	0.96	1.00	0.95	0.95
5E 14	0.91	0.97	0.92	0.96	0.89	0.89
1E 15	0.90	0.95	0.90	0.93	0.84	0.84

Temperature Coefficients

Fluence (e/cm^2)	$\Delta V_{\text{oc}}/\Delta T$ (mV/°C)	$J_{\text{sc}}/\Delta T$ ⁽¹⁾ ($\mu\text{A}/^\circ\text{C}$)	$V_{\text{m}}/\Delta T$ (mV/°C)	$J_{\text{mp}}/\Delta T$ ⁽²⁾ ($\mu\text{A}/^\circ\text{Ccm}$)	$\text{Eff}/\Delta T$ (abs. % /°C)
BOL	-6.0	+12	-6.0	+10	-0.064
1E 15	-6.5	+14	-6.4	+12	-0.061

- ⁽¹⁾ J_{sc} is the symbol for normalized Isc

- ⁽²⁾ J_{mp} is the symbol for normalized Imp

Regulatory



EMCORE CORPORATION
ISO 9001 CERTIFIED



EMCORE PHOTOVOLTAICS
AS9100 CERTIFIED

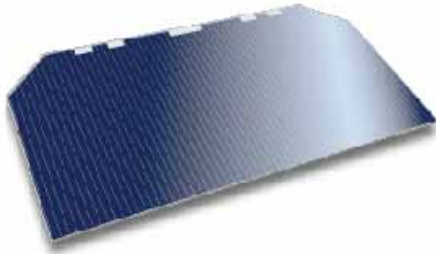
BTJM Photovoltaic Cell

Triple-Junction with Monolithic Diode Solar Cell for Space Applications



DATASHEET | MAY 2012

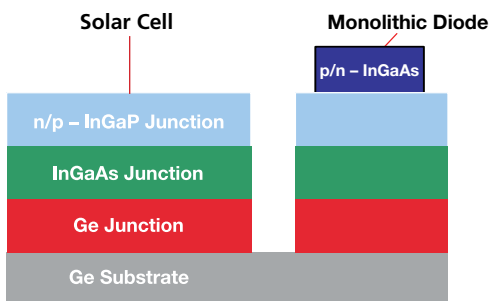
SPACE PHOTOVOLTAICS



Typical Performance Data

Electrical Parameters @ AM0 (135.3 mW/cm ²)	28°C
BOL Efficiency at Maximum Power Point	28.0%
Voc	2.69V
Jsc	17.0 mA/cm ²
Vmp	2.33V
Jmp	16.3 mA/cm ²

BTJM Cell Structure



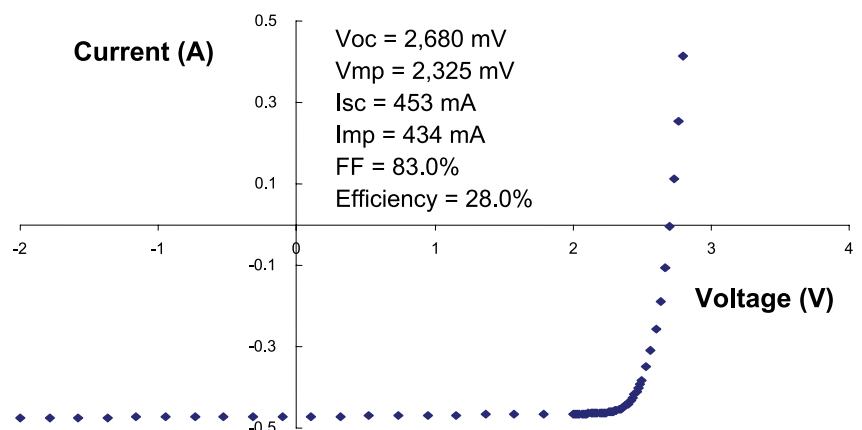
28% Minimum Average Efficiency

Features & Characteristics

- Highest efficiency flight cell with monolithic diode in the market
- Triple-Junction with Monolithic Diode (BTJM) InGaP/InGaAs/Ge Solar Cells with n-on-p Polarity on 140- μ m Uniform Thickness Substrate
- Fully space-qualified InGaAs monolithic diode protection in production at Emcore since 2007
- Excellent radiation resistance with $P/Po = 0.89$ @ 1-MeV, $5E14$ e/cm² fluence
- Lowest solar cell mass of 84 mg/cm²
- Good mechanical strength for reduced attrition during assembly and laydown
- Weldable or Solderable contacts
- Standard and custom sizes available

Typical BTJM Illuminated I-V Plot

Solar Cell Area = 26.6 cm²



BTJM Photovoltaic Cell

Triple-Junction with Monolithic Diode Solar Cell for Space Applications



DATASHEET | MAY 2012

SPACE PHOTOVOLTAICS

Typical Performance Data

Monolithic Diode Electrical Performance	
$V_{RB} < 2.0 \text{ V} @ I_{RB}$	500 mA, 28°
$I_{RB} < 50 \text{ } \mu\text{A} @ V_{RB}$	2.5V (Dark), 28°C
$I_{RB} < 200 \text{ } \mu\text{A} @ V_{RB}$	2.5V (Illuminated), 28°C
$I_{RB} < 10 \text{ } \mu\text{A} @ V_{RB}$	2.5V (Dark), -150°C
$I_{RB} < 1 \text{ } \mu\text{A} @ V_{RB}$	2.5V (Dark), +120°C

Key Space Qualification Results

Test Performed	Industry Quality Standard	Typical Test Results
Metal Contact Thickness	4-8 μm	6 μm
Dark Current degradation after reverse bias	$\Delta I_{\text{spec}} < 2\%$	$< 0.4\%$
Electrical performance after 2,000 thermal cycles -180°C to +95°C	$< 2\%$	$< 0.8\%$
High-Temperature Anneal at 200°C for >5,000 hrs.	$< 2\%$	No measurable difference
Contact pull strength	>300 grams	>1000 grams
Electrical performance degradation after 40 day humidity exposure at 60°C and 95% relative humidity	$< 1.5\%$	$< 0.4\%$

Radiation Performance at 1 MeV Electron Irradiation, EOL/BOL Ratios

Fluence (e/cm^2)	Voc	Isc	Vmp	Imp	Pmp	Efficiency
5E 13	0.96	1.00	0.97	1.00	0.97	0.97
1E 14	0.95	1.00	0.96	1.00	0.95	0.96
5E 14	0.91	0.97	0.92	0.96	0.89	0.89
1E 15	0.90	0.95	0.90	0.93	0.84	0.84

Temperature Coefficients

Fluence (e/cm^2)	Voc ($\text{mV}/^\circ\text{C}$)	Jsc ⁽¹⁾ ($\mu\text{A}/^\circ\text{Ccm}^2$)	Vm ($\text{mV}/^\circ\text{C}$)	Imp ⁽²⁾ ($\mu\text{A}/^\circ\text{Ccm}$)
BOL	-5.9	+5	-5.9	+3
5E 13	-6.0	+6	-6.3	+4
1E 14	-6.2	+6	-6.2	+4
5E 14	-6.2	+7	-6.4	+6
1E 15	-6.3	+9	-6.5	+8

■ ⁽¹⁾ Jsc is the symbol for normalized Isc

■ ⁽²⁾ Imp is the symbol for normalized Imp

About EMCORE Corporation



Emcore Photovoltaics Albuquerque, NM

- Incorporated in 1984
- Appx. 900 Employees
- Nasdaq: EMKR

Regulatory



EMCORE CORPORATION
ISO 9001 CERTIFIED



EMCORE PHOTOVOLTAICS
AS9100 CERTIFIED

ZTJ Photovoltaic Cell

Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications



DATASHEET

SPACE PHOTOVOLTAICS

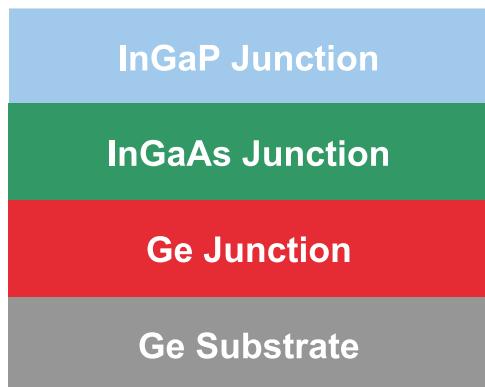


Typical Performance Data

■ Electrical Parameters @ AM0 (135.3 mW/cm²)

BOL Efficiency at Maximum Power Point	29.5%
V _{OC}	2.726V
J _{SC}	17.4 mA/cm ²
V _{MP}	2.41V
J _{MP}	16.5 mA/cm ²

ZTJ Solar Cell Structure



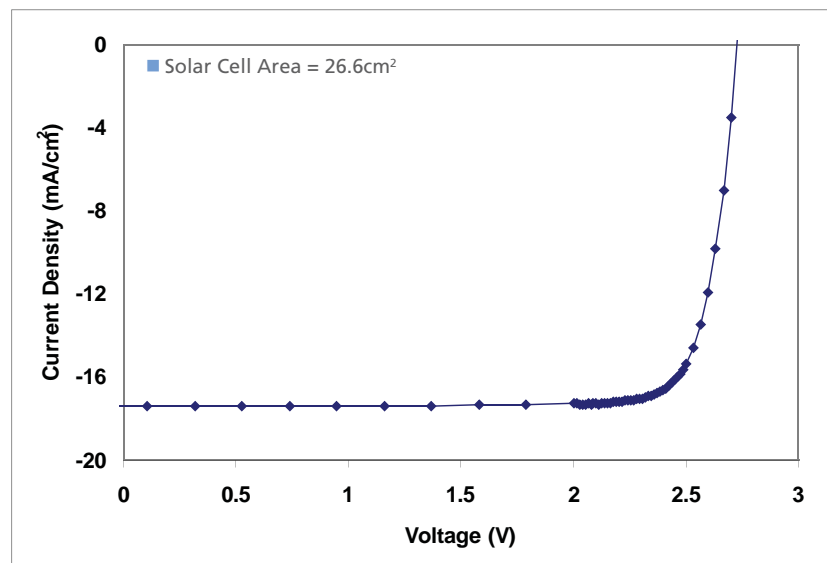
29.5% Minimum Average Efficiency

Qualified & Characterized to the AIAA-S111-2005 & AIAA-S112-2005 Standards

Features & Characteristics

- Lowest solar cell mass of 84 mg/cm²
- 3rd Generation Triple-Junction (ZTJ) InGaP/InGaAs/Ge Solar Cells with n-on-p Polarity on 140-μm Uniform Thickness Substrate
- Fully space-qualified with proven flight heritage
- Excellent radiation resistance with P/Po = 0.90 @ 1-MeV, 5E14 e/cm² fluence
- Designed to accept corner-mounted silicon bypass diode for individual cell reverse bias protection
- Good mechanical strength for reduced attrition during assembly and laydown
- Weldable or Solderable contacts
- Standard and custom sizes available

Typical ZTJ Illuminated I-V Plot



ZTJ Photovoltaic Cell

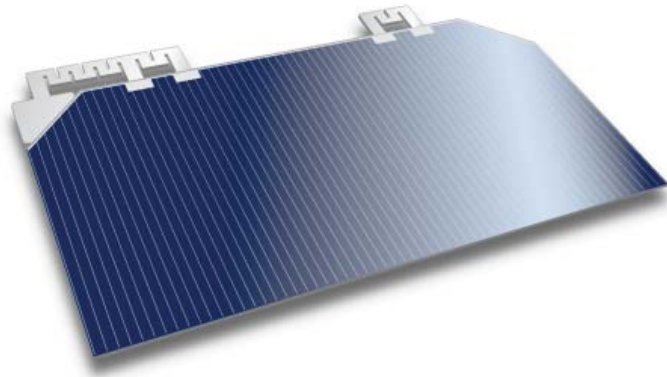
Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications



DATASHEET

SOLAR POWER

Optional Covered Interconnect Cell (CIC) Configurations



Key Space Qualification Results

Test Performed	Industry Quality Standard	Typical Test Results
Metal Contact Thickness	4-8 μm	6 μm
Dark Current degradation after reverse bias	$\Delta I_{\text{spec}} < 2\%$	$< 0.4\%$
Electrical performance after 2,000 thermal cycles -180°C to +95°C	$< 2\%$	No change
Contact pull strength	> 300 grams	> 1000 grams
Electrical performance degradation after 60 day humidity exposure at 45°C and 95% relative humidity	$< 1.5\%$	No change

- For complete qualification results, please request EMCORE's ZTJ Qualification & Characterization Report EWRP0458

About EMCORE Corporation



Emcore Photovoltaics Albuquerque, NM

- Incorporated in 1984
- Appx. 900 Employees
- Nasdaq: EMKR

Radiation Performance at 1 MeV Electron Irradiation, EOL/BOL Ratios

Fluence (e/cm^2)	Voc	Isc	Vmp	Imp	Pmp
3.00 E+13	0.96	0.99	0.98	0.99	0.99
1.00 E+14	0.95	0.98	0.97	0.99	0.96
5.00 E+14	0.91	0.97	0.93	0.96	0.90
1.00 E+15	0.89	0.94	0.91	0.94	0.85
3.00 E+15	0.86	0.89	0.87	0.86	0.75
1.00 E+16	0.82	0.82	0.83	0.74	0.62

Temperature Coefficients

Fluence (e/cm^2)	Voc ($\text{mV}/^\circ\text{C}$)	Jsc ⁽¹⁾ ($\mu\text{A}/\text{cm}^2\cdot^\circ\text{C}$)	Jmp ⁽²⁾ ($\mu\text{A}/\text{cm}^2\cdot^\circ\text{C}$)	Vmp ($\text{mV}/^\circ\text{C}$)	Pmp ($\mu\text{W}/\text{cm}^2\cdot^\circ\text{C}$)
0	-6.3	11.7	9.1	-6.7	-85.7
1.00 E+14	-6.6	11.4	9.1	-7.0	-92.3
1.00 E+15	-6.9	11.3	10.6	-7.3	-89.9
1.00 E+16	-7.4	11.5	13.4	-6.6	-57.2

- ⁽¹⁾ Jsc is the symbol for normalized Isc

- ⁽²⁾ Jmp is the symbol for normalized Imp

Regulatory

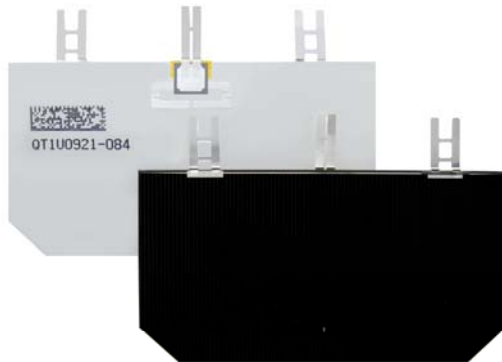


EMCORE CORPORATION
ISO 9001 CERTIFIED



EMCORE PHOTOVOLTAICS
AS9100 CERTIFIED

28.3% Ultra Triple Junction (UTJ) Solar Cells



Cells shown with interconnects, coverglass, and bypass diode

Features

- Small and large cell sizes offered for optimum packing factor and cost competitiveness
- All sizes qualified for LEO and GEO missions
- Discrete Si bypass diode protection
- Performance for cells <32 cm² is 28.3% efficiency (min. average @ max power, 28°C, AM0)
- Performance for cells >50 cm² is 27.7% efficiency (min. average @ max power, 28°C, AM0)
- Available as CIC assembly (Cell-Interconnect-Coverglass with diode) for ease of integration or delivered on completed solar panels (see Panel Data Sheet)

Key Qualification Results

Low Earth Orbit (LEO)	66,060 cycles
Geostationary Orbit (GEO)	15,550 cycles
Multiple Interplanetary Missions: Mars, Jupiter, Asteroid	
ESD Survivability Tested to ISO Standard	

Product Description

Substrate	Germanium
Solar Cell Structure	GaInP ₂ /GaAs/Ge
Method	Metal Organic Vapor Phase Epitaxy
Device Design	Monolithic, two terminal triple junction. n/p GaInP ₂ , GaAs, and Ge solar cells interconnected with two tunnel junctions
Standard Sizes	26.62cm ² and 59.65cm ² are most cost effective and common standard sizes; other sizes available
Assembly Method	Welded
CIC Assembly	Coverglass thickness range from 3 mils to 30 mils with various coatings. Interconnects available with either out-of-plane or in-plane stress relief

Heritage

- More than 2.6 million multi-junction cells **delivered**
- More than 820 kW of multi-junction arrays **on orbit**
- Large area cell (59.65cm²) delivered on solar panels for 25 satellites (LEO constellation)
- 1 MW annual capacity - cells and panels

Intellectual Property

This product is protected by Spectrolab's portfolio of patents including the following:

- 6,150,603
- 6,255,580
- 6,380,601
- 7,119,271
- 7,126,052

28.3% Ultra Triple Junction (UTJ) Solar Cells

Typical Electrical Parameters

(AM0 (135.3 mW/cm²) 28°C, Bare Cell)

Parameters	< 32 cm ²	> 50 cm ²
Jsc	17.05 mA/cm ²	17.05 mA/cm ²
Jmp	16.30 mA/cm ²	16.30 mA/cm ²
Jload min avg	16.40 mA/cm ²	16.40 mA/cm ²
Voc	2.660 V	2.660 V
Vmp	2.350 V	2.300 V
Vload	2.310 V	2.270 V
Cff	0.85	0.83
Effload	28.0%	27.5%
Effmp	28.3%	27.6%

Radiation Degradation

(Fluence 1MeV Electrons/cm²)

Parameters	1x10 ¹⁴	5x10 ¹⁴	1x10 ¹⁵
Imp/Imp ₀	0.99	0.98	0.96
Vmp/Vmp ₀	0.94	0.91	0.89
Pmp/Pmp ₀	0.93	0.89	0.86

Thermal Properties

Solar Absorptance= 0.92 (5 mil CMG/AR, 0.90 for bare cells)

Emittance (Normal)= 0.85 (Ceria Doped Microsheet)

Weight

84 mg/ cm² (Bare) @ 140 μm (5.5 mil) Ge wafer thickness

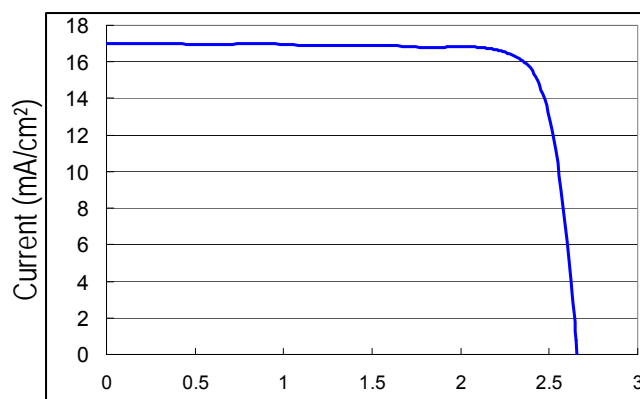
Temperature Coefficients (15°C - 80°C)

(Fluence 1MeV Electrons/cm²)

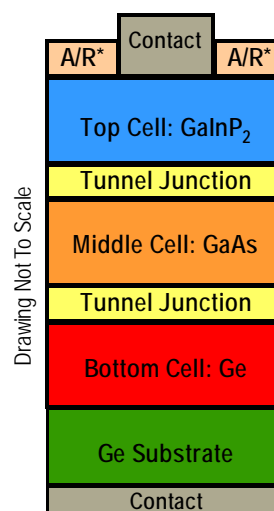
Parameters	BOL	5x10 ¹⁴	1x10 ¹⁵
Jmp (μA/cm ² /°C)	1.2	5.3	6.9
Jsc (μA/cm ² /°C)	5.3	6.5	6.9
Vmp (mV/°C)	-6.5	-6.7	-6.8
Voc (mV/°C)	-5.9	-6.3	-6.5

Typical IV Characteristic

AM0 (135.3 mW/cm²) 28°C, Bare Cell



Voltage (V)



*A/R: Anti-Reflective Coating

The information contained on this sheet is for reference only. Specifications subject to change without notice.

Revised 10/5/2010

© 2010 Spectrolab, Inc All Rights Reserved

29.5% NeXt Triple Junction (XTJ) Solar Cells



Cells shown with interconnects, coverglass, and bypass diode

Features

- Small and large cell sizes offered for optimum packing factor and cost competitiveness
- Geostationary Orbit (GEO) mission qualified
- 29.5% efficiency (min. average @ max power, 28°C, AM0)
- 29.3% efficiency (min. average @ load, 28°C, AM0)
- Discrete Si bypass diode protection
- Available as CIC assembly (Cell-Interconnect-Coverglass with diode) for ease of integration or delivered on completed solar panels (see Panel Data Sheet)
- Large area cell/CIC (59.65cm²) qualification in progress

Key Qualification Results

- Qualified in accordance with AIAA-S111-2005
- Completed 2,000 GEO qualification cycles, including Combined Effects Test

Product Description

Substrate	Germanium
Solar Cell Structure	GaInP ₂ /GaAs/Ge
Method	Metal Organic Vapor Phase Epitaxy
Device Design	Monolithic, two terminal triple junction. n/p GaInP ₂ , GaAs, and Ge solar cells interconnected with two tunnel junctions
Standard Sizes	26.62cm ² and 59.65cm ² are common standard sizes; other sizes available
Assembly Method	Welded
CIC Assembly	Coverglass thickness range from 3 mils to 30 mils with various coatings. Interconnects available with either out-of-plane or in-plane stress relief

Heritage

- More than 2.6 million multi-junction cells delivered
- More than 820 kW of multi-junction arrays *on orbit*
- 1 MW annual capacity - cells and panels
- On orbit performance for multi-junction solar cells validated to ± 1.5% of ground test results

Intellectual Property

This product is protected by Spectrolab's portfolio of patents including the following:

- 6,150,603
- 6,255,580
- 6,380,601
- 7,119,271
- 7,126,052

29.5% NeXt Triple Junction (XTJ) Solar Cells

Typical Electrical Parameters

(AM0 (135.3 mW/cm²) 28°C, Bare Cell)

Jsc= 17.76 mA/cm²

Jmp= 17.02 mA/cm²

Jload min avg= 17.14 mA/cm²

Voc= 2.633 V

Vmp= 2.348 V

Vload= 2.310 V

Cff= 0.85

Effload= 29.3%

Effmp= 29.5%

Radiation Degradation

(Fluence 1MeV Electrons/cm²)

Parameters	1x10 ¹⁴	5x10 ¹⁴	1x10 ¹⁵
Imp/Imp ₀	1.00	0.99	0.95
Vmp/Vmp ₀	0.94	0.91	0.89
Pmp/Pmp ₀	0.95	0.90	0.85

Thermal Properties

Solar Absorptance= 0.90 (5 mil CMG/AR, 0.88 for bare cell)

Emittance (Normal)= 0.85 (Ceria Doped Microsheet)

Weight

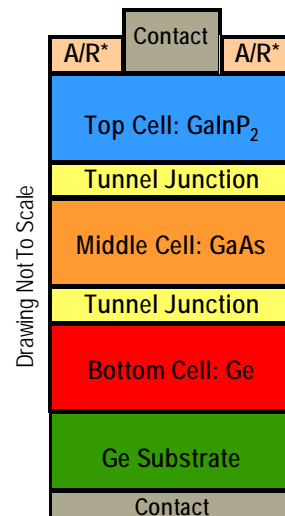
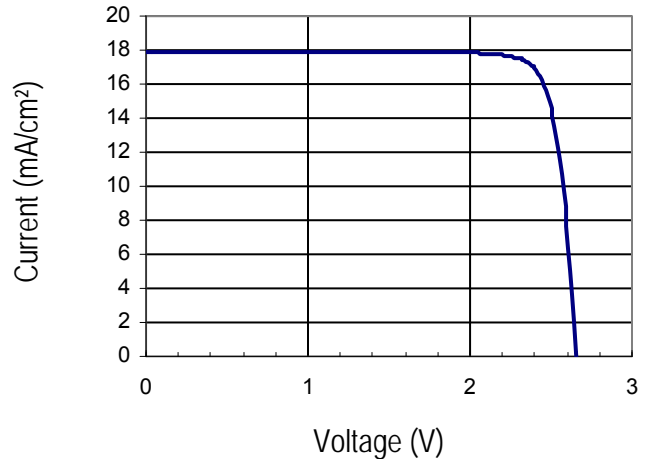
84 mg/ cm² (Bare) @ 140 μm (5.5 mil) Ge wafer thickness

Temperature Coefficients (15°C - 75°C)

(Fluence 1MeV Electrons/cm²)

Parameters	BOL	5x10 ¹⁴	1x10 ¹⁵
Jmp (μA/cm ² /°C)	6.6	10.0	13.2
Jsc (μA/cm ² /°C)	11.6	10.9	11.9
Vmp (mV/°C)	-6.5	-6.8	-6.9
Voc (mV/°C)	-5.8	-6.5	-6.6

Typical IV Characteristic

AM0 (135.3 mW/cm²) 28°C, Bare Cell


*A/R: Anti-Reflective Coating

The information contained on this sheet is for reference only. Specifications subject to change without notice.
Revised 5/20/2010

© 2010 Spectrolab, Inc All Rights Reserved

26.8% Improved Triple Junction (ITJ) Solar Cells

Features

- High efficiency n/p design (28°C, AM0)
 - BOL: 26.8% min. average efficiency @ maximum power (26.5% @ load voltage)
 - EOL: 22.5% min. average efficiency @ maximum power (22.3% @ load voltage), 1 MeV 1E15 e/cm²
- Integral bypass diode protection
- Transparent insertion into existing systems



Product Description

Substrate	Germanium
Solar Cell Structure	GaInP ₂ /GaAs/Ge
Method of GaAs Growth	Metal Organic Vapor Phase Epitaxy
Device Design	Monolithic, two terminal triple junction. n/p GaInP ₂ , GaAs, and Ge solar cells interconnected with two tunnel junctions
Sizes	Up To 31 cm ²
Assembly Method	Multiple techniques including soldering, welding, thermocompression, or ultrasonic wire bonding
Integral Diode	Si diode integrated into recess on back side

Note: Other Variations Are Available Upon Request

Heritage

- More than 2000 kW of multi-junction cells **delivered**
- More than 675 kW of multi-junction arrays **on orbit**
- 1 MW annual capacity - cells, panels & arrays
- On orbit performance for multi-junction solar cells validated to $\pm 1.5\%$ of ground test results

Intellectual Property

This product is protected by the following patents:

- 6,380,601
- 6,150,603
- 6,255,580

ISO9001:2000
REGISTERED

AS9100
REGISTERED

S P E C T R O L A B

A BOEING COMPANY

Typical Electrical Parameters

(AM0 (135.3 mW/cm²) 28 °C, Bare Cell)

$$J_{sc} = 16.90 \text{ mA/cm}^2$$

$$J_{mp} = 16.00 \text{ mA/cm}^2$$

$$J_{load \text{ min avg}} = 16.10 \text{ mA/cm}^2$$

$$V_{oc} = 2.565 \text{ V}$$

$$V_{mp} = 2.270 \text{ V}$$

$$V_{load} = 2.230 \text{ V}$$

$$C_{ff} = 0.84$$

$$Eff_{load} = 26.5\%$$

$$Eff_{mp} = 26.8\%$$

Radiation Degradation

(Fluence 1 MeV Electrons/cm²)

Parameters	1x10 ¹⁴	5x10 ¹⁴	1x10 ¹⁵
I _{mp} /I _{mp0}	1.00	0.98	0.96
V _{mp} /V _{mp0}	0.94	0.90	0.88
P _{mp} /P _{mp0}	0.94	0.88	0.84

Thermal Properties

Solar Absorptance= 0.92 (Ceria Doped Microsheet)

Emittance (Normal)= 0.85 (Ceria Doped Microsheet)

Weight

84 mg/ cm² (Bare) @ 140 μm (5.5 mil) Thickness

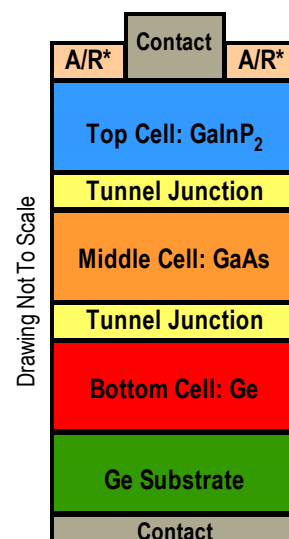
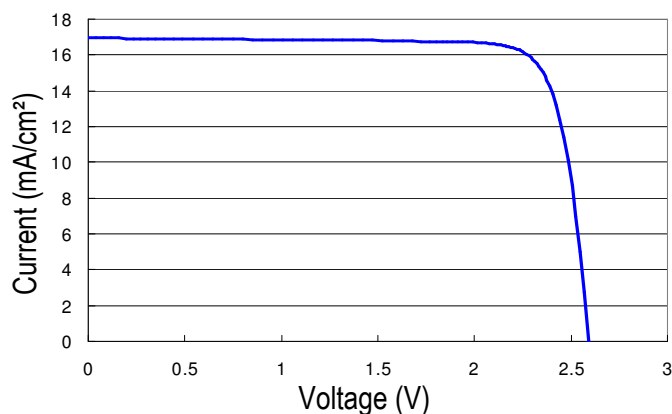
Thickness of 175 μm typical with weight equivalence of a 140 μm thick cell.

Temperature Coefficients (10 °C - 80 °C)

Parameters	BOL	1x10 ¹⁵ (1 MeV e/cm ²)
J _{mp} (μA/cm ² /°C)	7.3	9.5
J _{sc} (μA/cm ² /°C)	11.5	12.4
V _{mp} (mV/°C)	-6.2	-6.6
V _{oc} (mV/°C)	-5.9	-6.5

Typical IV Characteristic

AM0 (135.3 mW/cm²) 28 °C, Bare Cell



*A/R: Anti-Reflective Coating

ISO9001:2000
REGISTERED

AS9100
REGISTERED

SPECTROLAB

A BOEING COMPANY

The information contained on this sheet is for reference only.
Specifications subject to change without notice. 4/29/2008

Anexo II

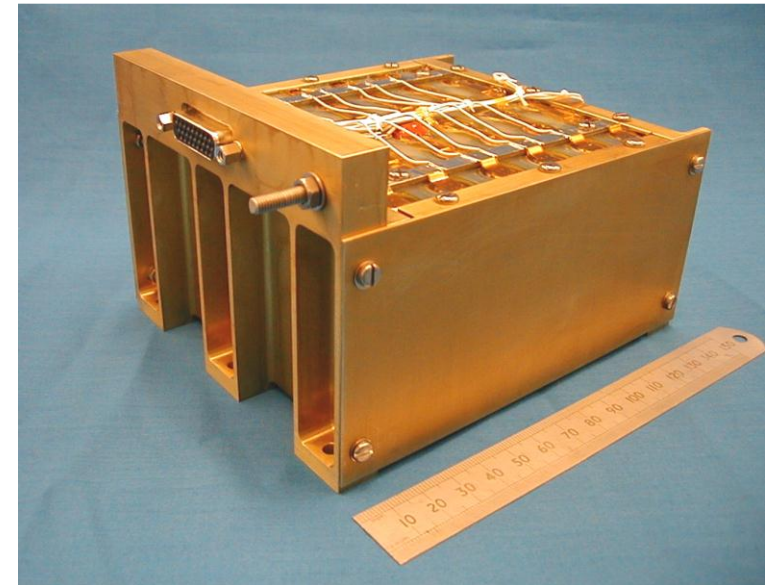
Documentación baterías



BDEV-ABSL-0112/11: ABSL Battery Summary – Selected - small sat

Battery topology	6s-6p
Configuration	Single deck, single modules
Battery mass	1.6 kg
Dimensions	263 x 269 x 170 mm
Capacity	9 Ah (200 Wh)

- Mission: 2 years (nominal) LEO
- 1st Li-ion battery in LEO
- Mission Purpose: *Demonstration (on board autonomy, earth observation)*
- Status: *Delivered (Still operating successfully in LEO)*
- Launch: *October 2001*



8s10p Batteries

Battery topology	8s-10p
Configuration	Single deck, single module
Battery mass	4.0 kg
Dimensions	166 x 266 x 95 mm
Capacity	15 Ah (432 Wh)

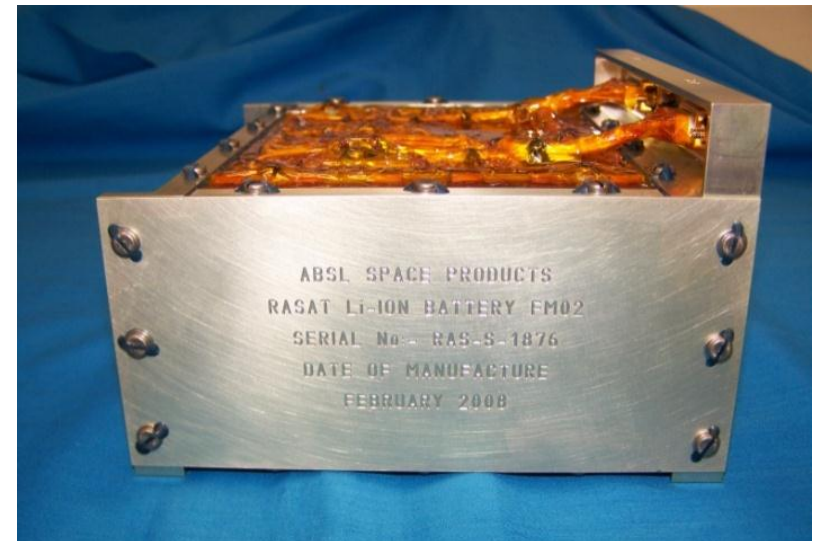
- Mission: Multiple Missions, delivered& launched; four still awaiting launch
- Mission Purpose:
Microsatellites series that offer reduced delay and cost.
Scientific, technology missions.



8s6p Battery

Battery topology	8s-6p
Configuration	Single deck, single module
Battery mass	2.5 kg
Dimensions	148 x 168 x 95 mm
Capacity	9 Ah

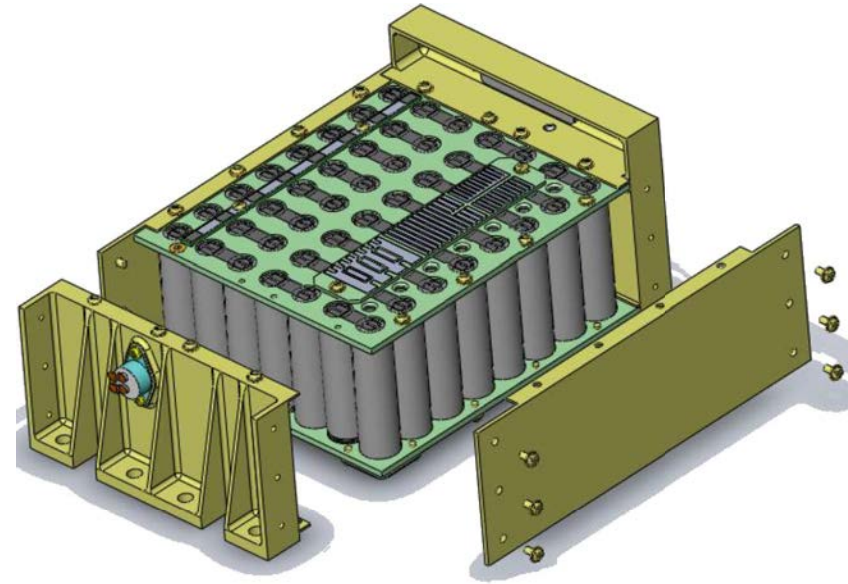
- Mission: 3 year LEO
- Mission Purpose: *Microsatellite, Remote Sensing*
- Status: *Delivered*
- Launch: ~ late 2011



7s8p Battery

<i>Battery topology</i>	<i>7s-8p</i>
Configuration	Single Deck, Single module
Battery mass	3.18 kg
Dimensions	205 x 95 x 151 mm (± 1.0)
Capacity	12 Ah

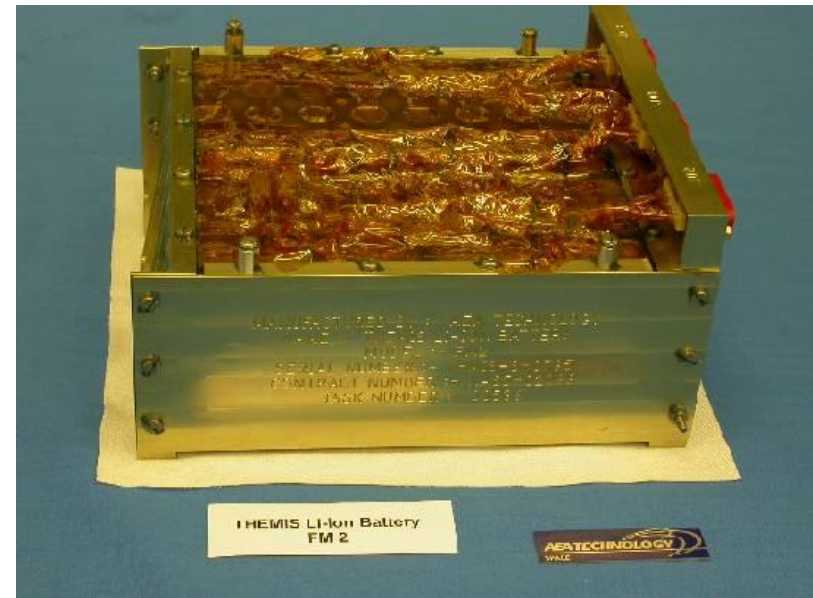
- Mission: 2.5 year LEO (with extension up to 5 years)
- Mission Purpose: *Earth Observation, Vegetation monitoring*
- Status: *In-Build*
- Launch: *~ 2011*



8s8p Battery

Battery topology	8s-8p
Configuration	Single deck, single module
Battery mass	3.26 kg
Dimensions	167 x 186 x 92.5 mm
Capacity	12 Ah

- Mission: *initial 2 years – recently extended to 2012*
- Mission Purpose: *Study of Earth's magnetic field*
- Status: *Delivered*
- Launch: *February 2007*



7s3p Battery

Battery topology	7s-3p
Configuration	Single deck
Battery mass	1.3 kg
Dimensions	152 x 108 x 95 mm
Capacity	4.5 Ah

- Mission: *5 year LEO/3 year LEO (2 missions)*
- Mission Purpose: *Pathfinder mission*
- Status: *Delivered*
- Launch: September 2009



2s4p Battery

Battery topology	2s-4p
Configuration	Single deck, single module
Battery mass	0.5 kg
Dimensions (L x W x H)	86 x 72 x 53 mm
Capacity	6Ah

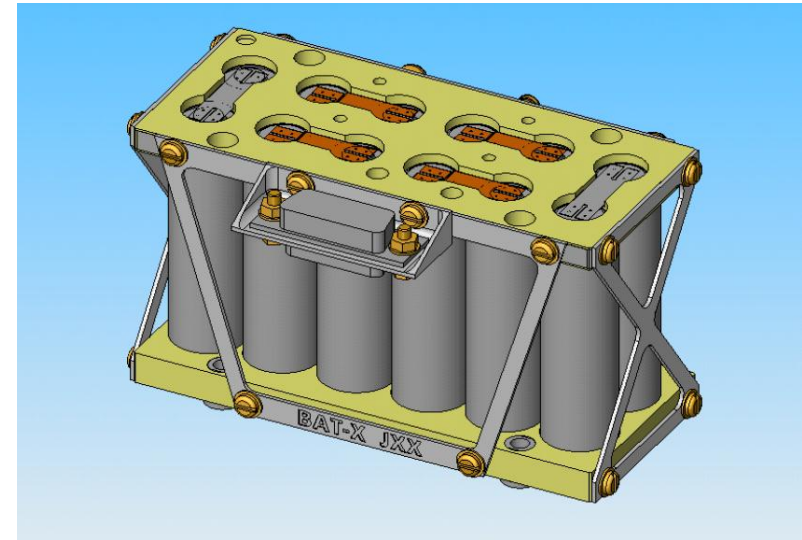
- Mission: Earth Observation
- Status: *Delivered*
- Launch: June 2004



6s2p Battery

Battery topology	6s-2p
Configuration	Single deck, single module
Battery mass	0.7 kg
Dimensions (L x W x H)	127 x 76 x 85 mm
Capacity	3 Ah

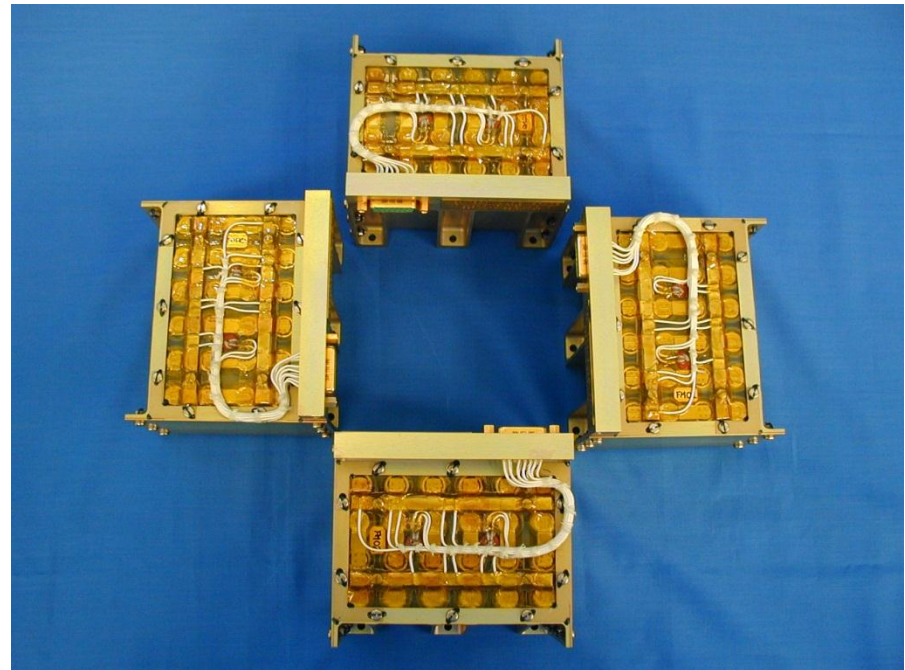
- Status: *Delivered*
- Launch: December 2004



4s6p Battery

Battery topology	4s-6p
Configuration	Single deck, single module
Battery mass	1.3kg
Dimensions (L x W x H)	129 x 113 x 95mm
Capacity	9Ah

- Status: *Delivered*
- Launch: April 2007



Anexo III

A.S.A.P. Capítulos 1,2,6 y 7



Direction Commerciale
Technical Support Department

ARIANE

STRUCTURE for

AUXILIARY

PAYLOAD

5 **USER'S MANUAL**



A.S.A.P. 5

User's Manual

Approved and issued
by
ARIANESPACE

Daniel MUGNIER

Senior Vice President Technical & Industrial Affairs

ARIANESPACE

Head Office Boulevard de l'europe
BP 177 – 91006 Evry Cedex
France

Tél. (33-1) – 60.87.60.00
Tlx. ARESP 602 392F
FAX (33-1) - 60.87.62.17

A. S. A. P. 5

Ariane 5 Structure for Auxiliary Payload

User's Manual

Issue 1 - Rev 0 – May 2000

This document contains the technical information which is mandatory:

- a) to assess compatibility of an Auxiliary Payload with the ASAP 5 launch system.
- b) to prepare all technical and operational documentation related to a launch of this Auxiliary Payload on ASAP 5 during an ARIANE 5 launch.

The data contained in this document supercedes any information given or used at a preliminary stage.

CONTENTS

Chapter	1	Introduction
Chapter	2	Description of the Structure called "A.S.A.P. 5"
Chapter	3	Auxiliary payload design and dimensioning data
	3.1	For micro Auxiliary Payload
	3.2	For mini Auxiliary Payload
Chapter	4	Interfaces for micro Auxiliary Payload
	4.1	Mechanical
	4.2	Electrical
Chapter	5	Interfaces for mini Auxiliary Payload
	5.1	Mechanical
	5.2	Electrical
Chapter	6	Dimensioning and qualification of micro Auxiliary Payloads
Chapter	7	Dimensioning and qualification of mini Auxiliary Payloads
Chapter	8	Constraints
Chapter	9	Documentation
Annex	1	Format for application to use Ariane (D.U.A.) for Each Auxiliary Payload
Annex	2	Launch Record

User's Manual Configuration Control Sheet

Issue / Rev. n°	Date	New Sheets	Approval
0 / 0	May 1997	All	
0 / 1	July 1998	Page 2.2 Figure 1 Page 2.3 Figure 1 bis Page 2.4 Figure 2 Page 2.5 Figure 2 bis Page 2.6 Figure 3 Page 2.7 Figure 3 bis Page 3.1 § 3.1.1 Page 4.1 § 4.1 Page 4.3 Figure 6 bis Page 4.4 Figure 6 ter Page 4.6 Page 4.8 Figure 8 Page 6.1 § 6.1.1 Page 6.3 § 6.3.1 § 6.3.3 Page 6.4 § 6.3.3 § 6.3.4 Page 6.7 Figure 10.3 Page 8.2 § 8.2.3	
1 / 0	March 2000	Page 1.1 Page 2.1, 2.2, 2.3, 2.4, 2.5, 2.6, 2.7 Page 3.1, 3.2, 3.3, 3.4 Page 4.4, 4.5, 4.6, 4.8, Page 6.1, 6.2, 6.3, 6.4 Figure 6.4 Page 7.2, 7.3, 7.4, 7.5, 7.6 Page 9.2	

CHAPTER 1

Introduction

1.1 Purpose of the ASAP 5 User's Manual

This manual is intended to provide Users with information on the applicable specifications for a flight on ASAP 5 as an Auxiliary Payload.

The reader should also refer to :

- ARIANE 5 User's Manual for general information and specification not addressed in this document.
- "C.S.G. Safety Regulations" which is applicable for spacecraft design and operations.
- "Payload Preparation Complex (E.P.C.U.) Manual".
- "Data for selection of space materials". ESA PSS-01-701."

Issue 1

- "A4 SQ1Q 01 (1) – Assurance Product Requirements for Auxiliary Payloads"
- "The above five documents constitute the ARIANE technical reference documentation used for the ARIANE 5-spacecraft feasibility studies."

On completion of the feasibility phase, formal documentation will be established in accordance with the procedures outlined in Chapter 7 or 8 of this manual.

1.2 The ASAP launch system

Issue 1

In order to provide launch opportunities to micro Auxiliary Payload (Mass \leq 120 kg) and mini Auxiliary Payload (120 kg \leq Mass \leq 300 kg), ARIANESPACE has developed a structure called ASAP 5 (ARIANE 5 structure for Auxiliary Payload) to carry and deploy small and medium satellites on LEO, SSO, MEO or GTO orbits.

Three different types of ASAP 5 configurations are available :

- ❑ a configuration for up to 8 micro Auxiliary Payloads,
- ❑ a configuration for up to 4 mini Auxiliary Payloads,

- ❑ a combined configuration for up to 2 mini Auxiliary Payloads and 6 Micro Auxiliary Payloads.

CHAPTER 2

Description of the ASAP 5 structure

A SAP 5 is a circular platform externally mounted to the diameter 2624 interface of :

- ❑ the EPS upper stage
- ❑ the SYLDA 5
- ❑ the SPELTRA

See the AR5 user's Manual for the different configurations.

ASAP 5 is proposed with three typical configurations :

Issue 1

- ❑ carriage of up to 8 micro Auxiliary Payloads of 120 kg (maximum mass) + the main passenger on ACU.
The 8 micro Auxiliary Payloads are located at about 45°* on the circular platform (figure 1 + figure 1 bis).

Issue 1

- ❑ carriage of up to 4 mini Auxiliary Payloads of 300 kg (maximum mass) inside a SYLDA 5 or a SPELTRA.
The 4 mini Auxiliary Payloads are located at about 90°* on the circular platform (figure 2 + figure 2 bis).
- ❑ a combined configuration of up to 2 mini Auxiliary Payloads + 6 micro Auxiliary Payloads (figure 3 + figure 3 bis).

* For more details, please contact Arianespace.

PLATFORM ASAP 5

The Platform ASAP 5 is a metallic 60 mm thickness honeycomb structure faced with aluminium alloy skins, secured to the 2624 mm bolted interface.

This Platform sustains the general loads and defines the stiffness of the system especially for the configuration with a main passenger.

The internal diameter of the structure changes with the three configurations and allows access for the integration operations of the micro and mini Auxiliary Payloads.

Each recurrent Platform is equipped with :

- ❑ the electric wiring,
- ❑ one shock sensing unit, near the 2624 mm interface,
- ❑ two accelerometers at 90°.

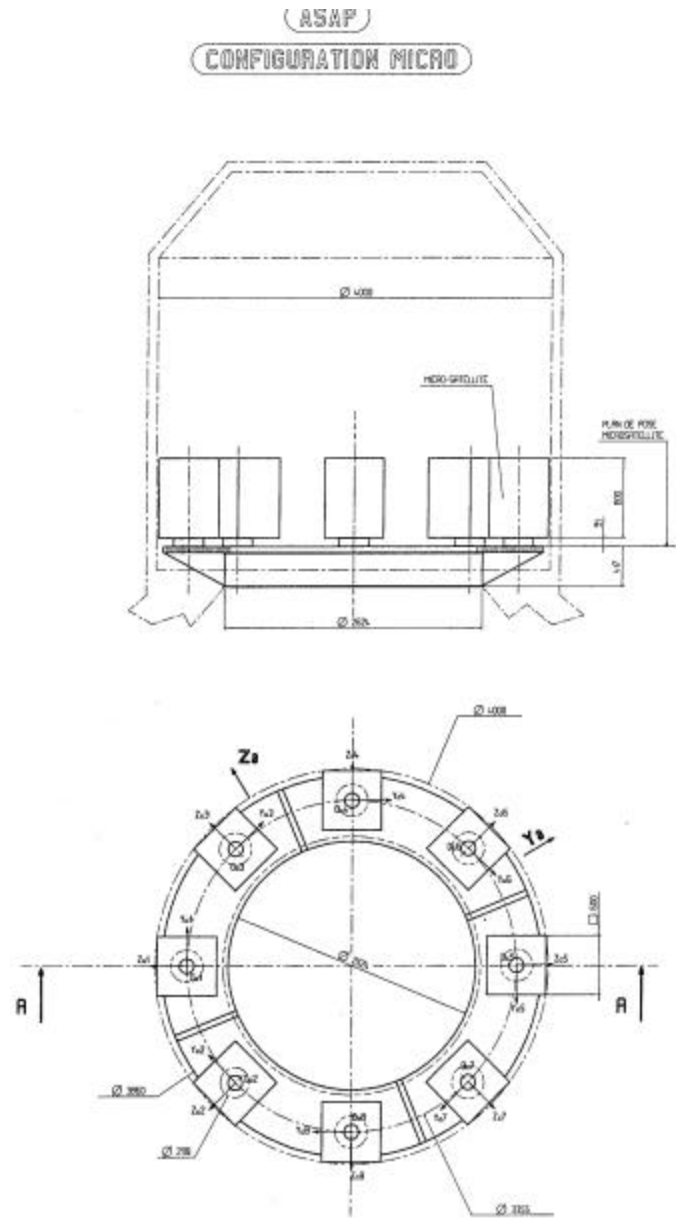
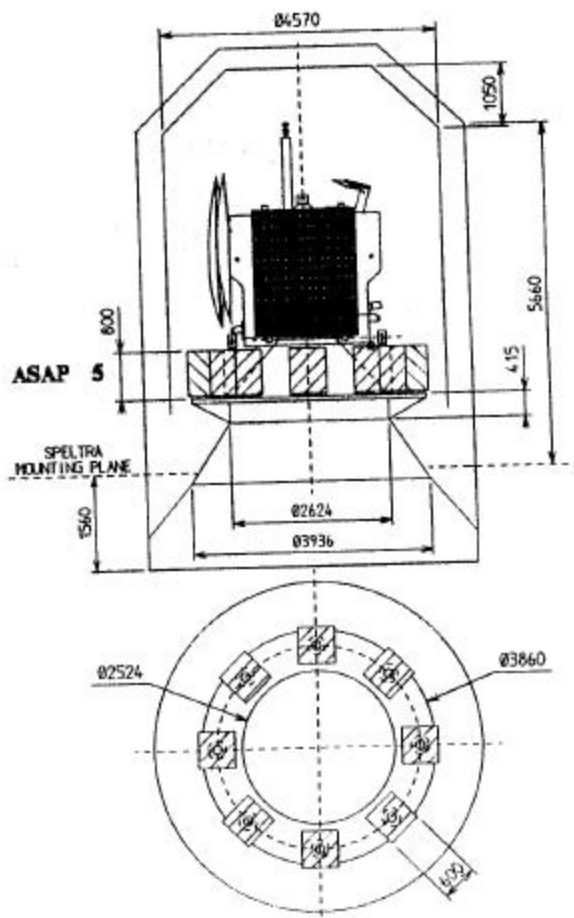


Figure 1 : Configuration of 8 micro Auxiliary Payloads

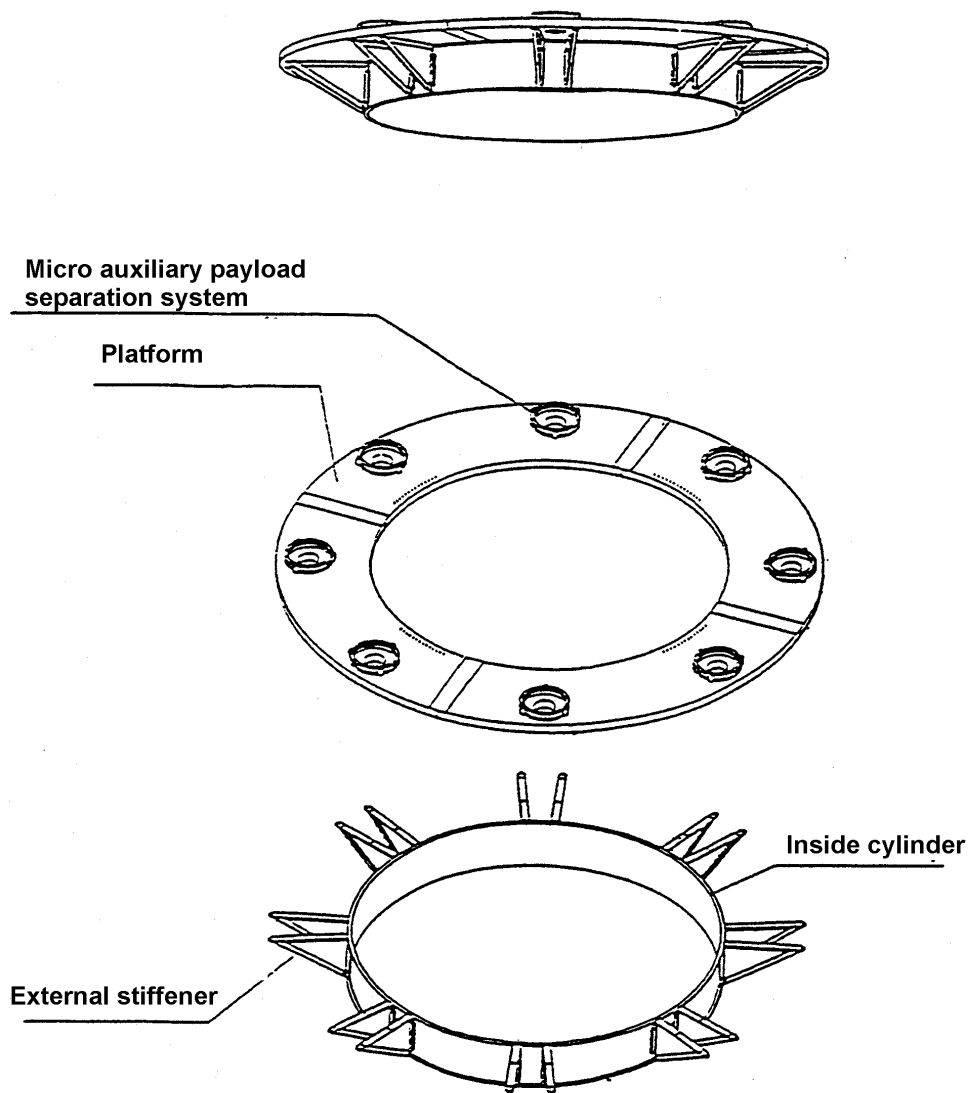


Figure 1 bis : ASAP 5 configuration for 8 micro Auxiliary Payloads

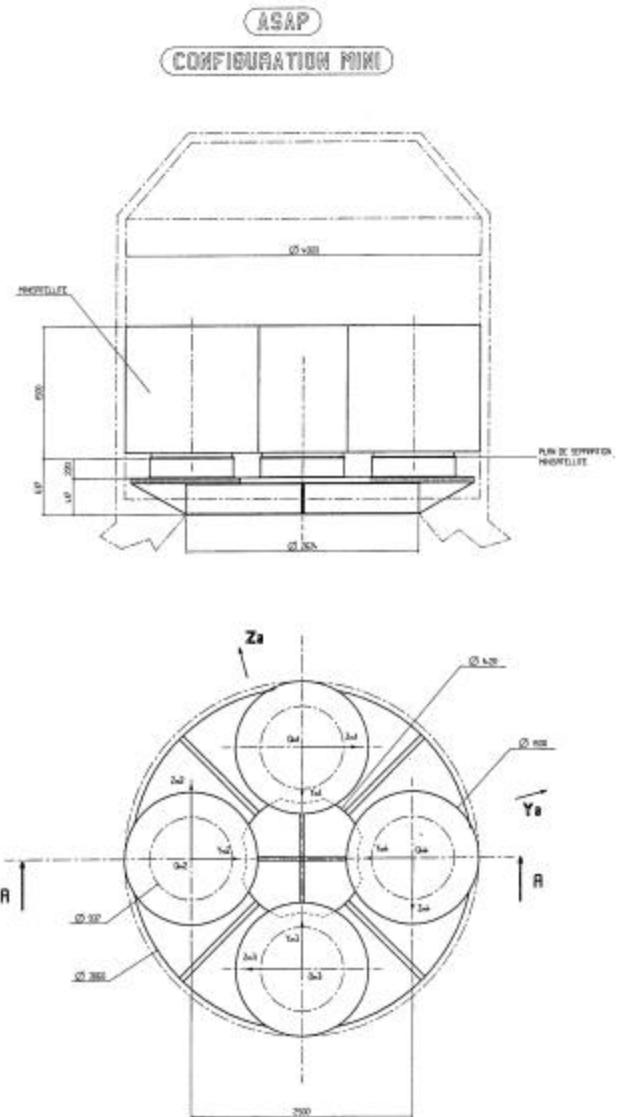
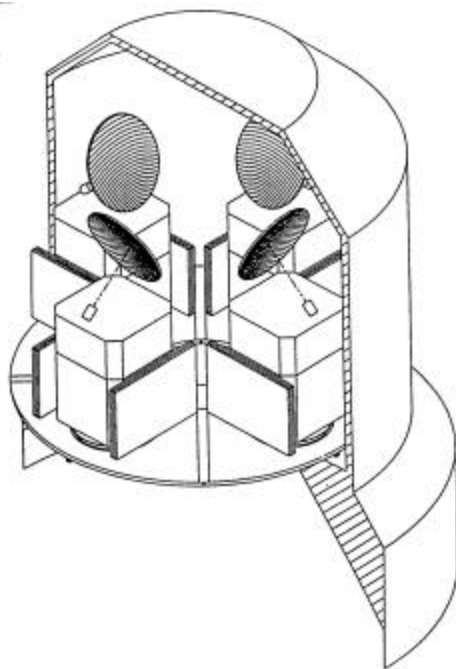


Figure 2 : Configuration of 4 mini Auxiliary Payloads

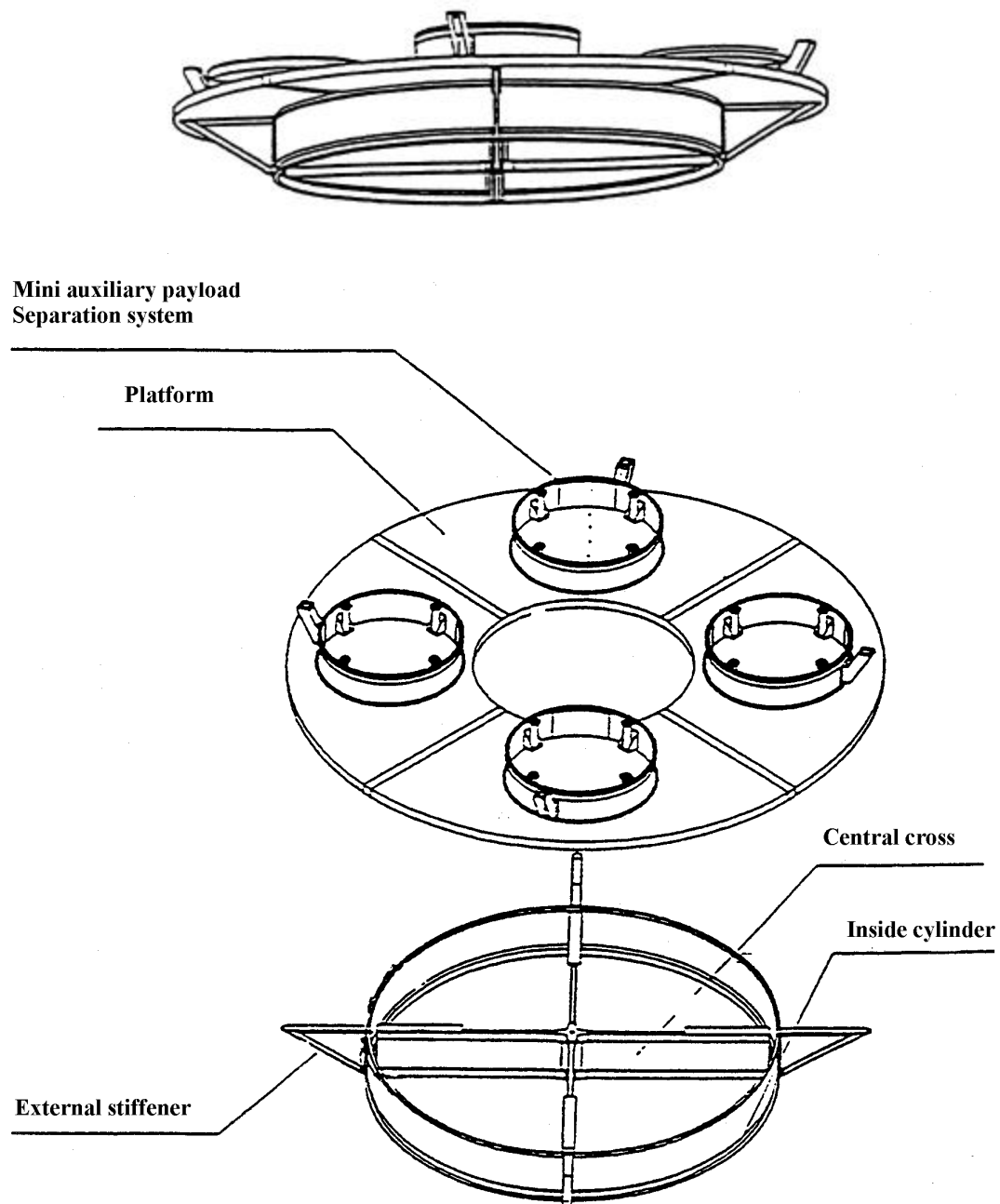


Figure 2 bis : ASAP 5 configuration of 4 mini Auxiliary Payloads

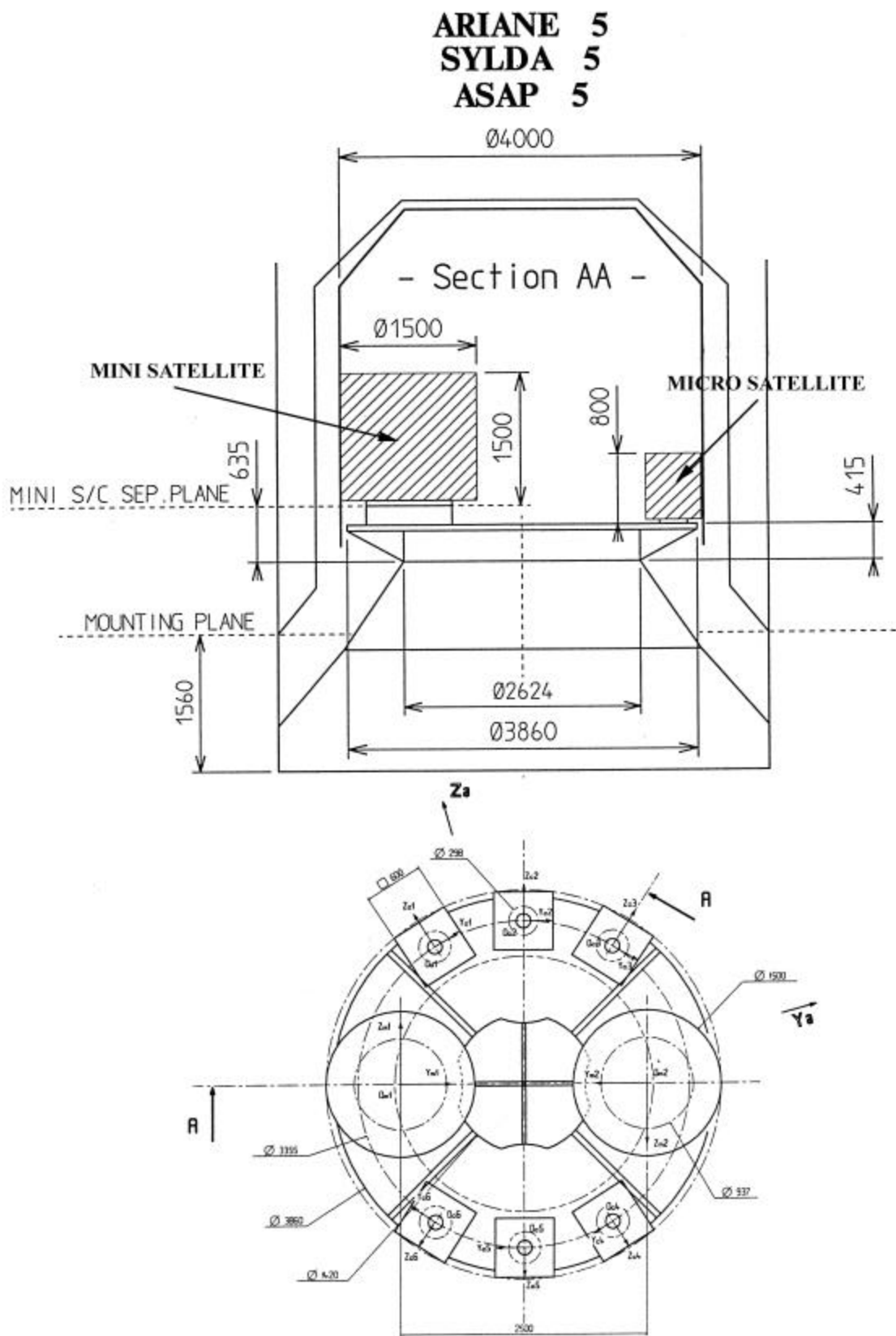


Figure 3 : Mixed configuration of 2 mini and 6 micro Auxiliary Payloads

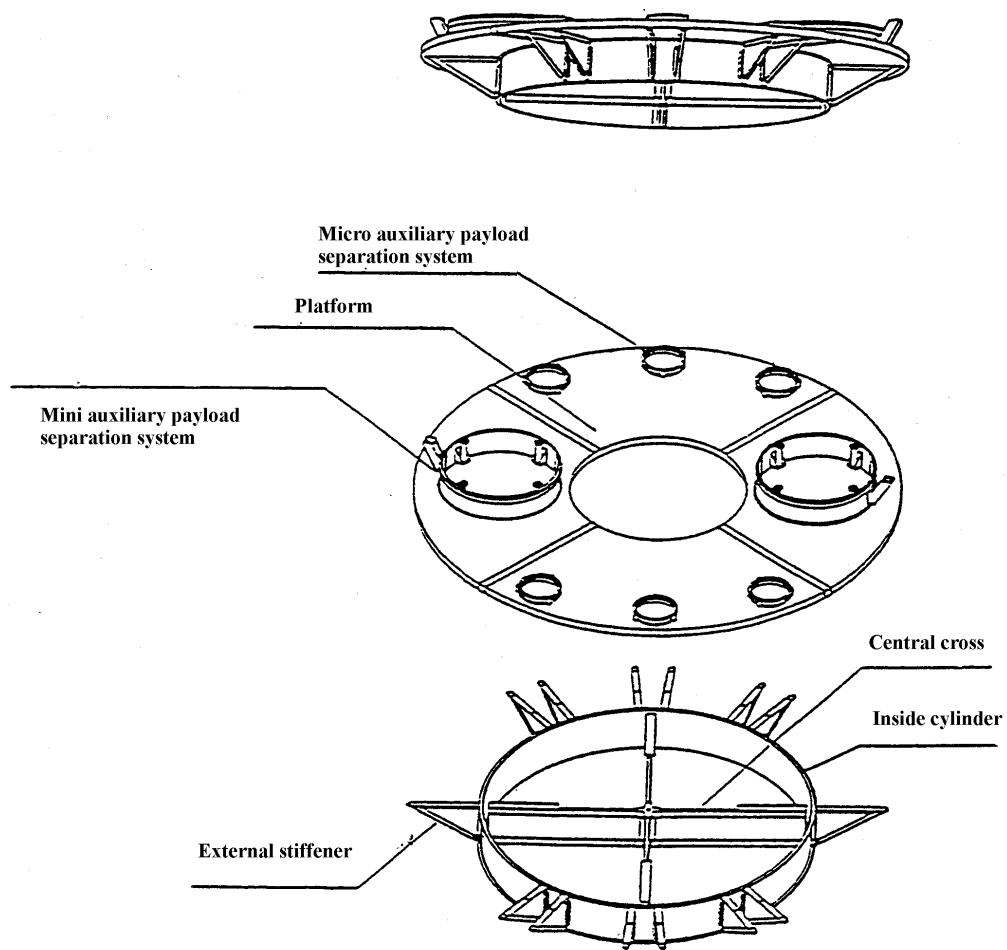


Figure 3 bis : ASAP 5 configuration for 2 mini and 6 micro Auxiliary Payloads

CHAPTER 6

Dimensioning and qualification of micro Auxiliary Payloads

6.1 Dimensioning :

The dimensioning of the spacecraft should be compatible with the levels requested for qualification and acceptance test as described hereafter.

6.1.1 frequency requirements

To avoid dynamic coupling between the low frequency vehicle and spacecraft modes, the spacecraft should be designed with a structural stiffness which ensures that :

Issue 1

- the fundamental frequency of the spacecraft in the longitudinal axis is ≥ 90 Hz.
- the fundamental frequencies of the spacecraft in the lateral axes are ≥ 45 Hz.

This applies for the spacecraft hardmounted at the ASAP 5 Payload separation plane.

6.1.2 primary structure

During flight, various static and dynamic loads are superimposed. The design and dimensioning of the S/C primary structure must therefore allow for the most severe load combination that can be encountered at a given instant of flight.

The flight limit loads are given in the following table.

Issue 1

	Longitudinal Static + Dynamic	Lateral Static + Dynamic
Acceleration (g)	- 7.5 g / + 5.5 g	± 6 g

NOTE : The minus sign with longitudinal axis values indicates compression.

- ❑ lateral loads may act in any direction simultaneously with longitudinal loads,
- ❑ the quasi static loads (QSL) apply on payload C of G,
- ❑ the gravity load is included,
- ❑ these loads apply for micro Auxiliary Payload complying with the frequency requirements of parag. 6.1.1.

Issue 1

Dimensioning must take into account safety factors, which are defined by the spacecraft Authority, with a minimum requested value of 1.25 at Ultimate stress and 1.1 at Yield stress.

Should the adequacy of the structure be demonstrated by a dimensioning file analysis, a minimum requested safety factor of 2.0 shall apply.

6.2 Thermal environment

During all phases from encapsulation to the separation of the spacecraft, the maximum dissipated power considered for each micro auxiliary payload shall be $\leq 5W$.

6.3 Spacecraft mechanical environment qualification and acceptance tests :

The client will demonstrate that the spacecraft meets the dimensioning requirements, detailed in para. 6.1.2 by means of analysis and protoflight tests.

A test plan established by the Spacecraft Authority describing the tests which are executed on the spacecraft, will be provided to the ARIANESPACE Authority for approbation.

Issue 1

For spacecraft qualification and acceptance, sine, shock and random tests are mandatory.

After completion of the test, the test results file will be provided to ARIANESPACE.

6.3.1 Sinusoidal vibration tests

The qualification and acceptance levels, applied at the interface plane, are given in the following table.

	Frequency range (Hz)	Qualification levels (0 - peak)	Acceptance level (0 - peak)
Longitudinal	4 - 6 6 - 100	25 mm 3.75 g	20 mm 3 g
Lateral	2 - 6 6 - 100	20 mm 2.5 g	16 mm 2 g
Sweep rate (Oct. / min.)		2	4

Issue 1

A notching procedure can be agreed on the basis of dynamic coupled load analysis results and after a low level run.

6.3.2 Random vibration tests

Issue 1

The random vibration test levels for the qualification and acceptance are as follows :

Qualification: 0.0727 g²/Hz flat power spectral density between 20 Hz and 2000 Hz.

Acceptance : 0.05 g²/Hz flat power spectral density between 20 Hz and 2000 Hz.

The random vibration tests must be performed along the 3 satellite axes. The tests durations are two minutes per axis for qualification and one minute per axis for acceptance.

A notching procedure may be agreed based on a preliminary low level run.

6.3.3 Shock tests

Issue 1

The micro Auxiliary payload is subjected to shocks during interstages separations, fairing and carrying structures jettisoning and on actual payload separation. The microsat and in particular its equipment, must therefore demonstrate its ability to withstand the shock specified in Figure 10.

6.3.4 Compatibility tests spacecraft / ARIANE

Issue 1

A fit-check (mechanical and electrical compatibility test) will be performed with flight hardware or a representative mock-up of the usable volume.

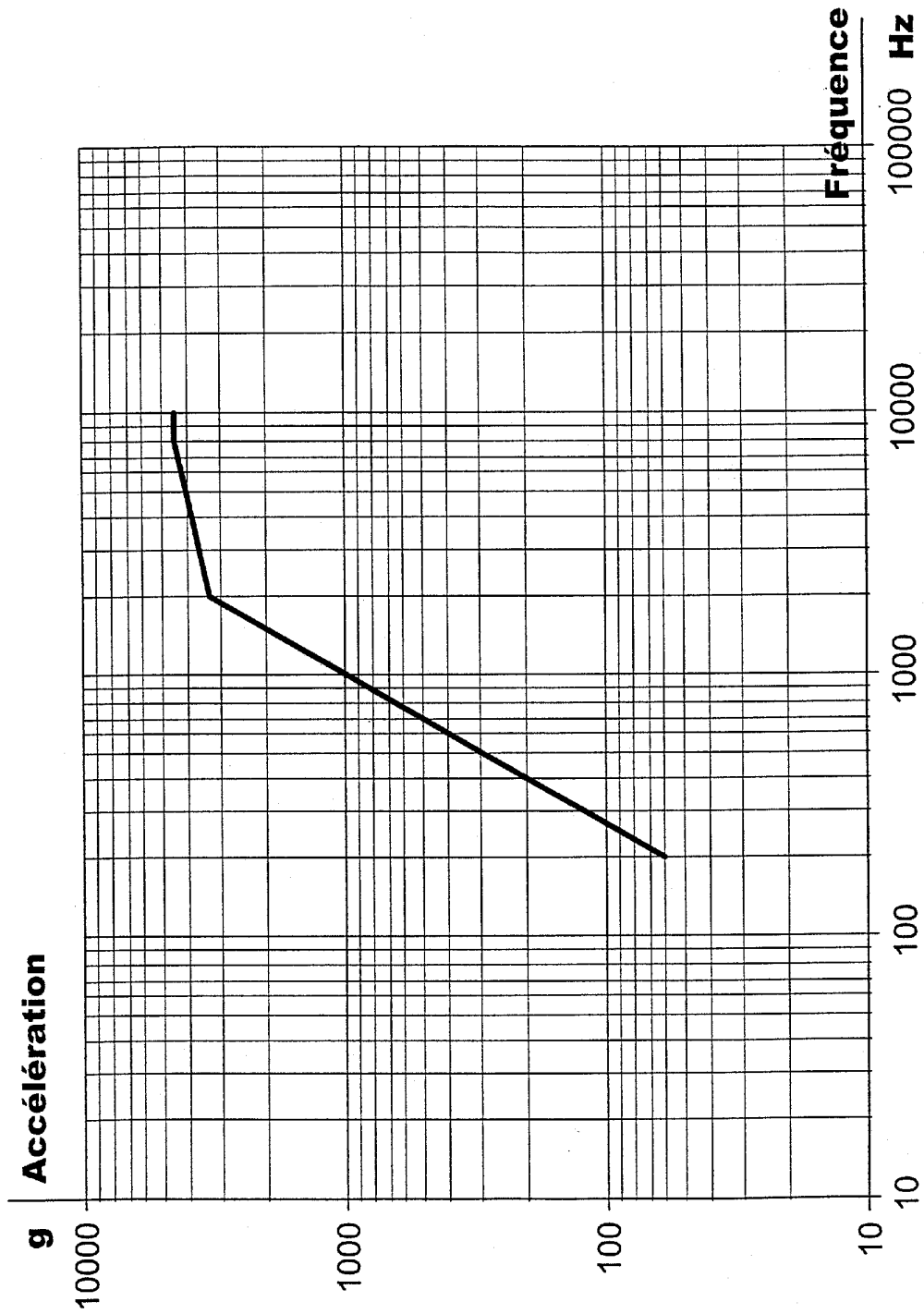


Figure 10 : Qualification shock environment for Microsatellites

CHAPTER 7

Dimensioning and qualification of mini Auxiliary Payloads

7.1 Dimensioning :

The dimensioning criteria of the mini Auxiliary Payload should be compatible with the levels requested for qualification and acceptance test as described hereafter.

7.1.1 frequency requirements

To avoid dynamic coupling between the low frequency vehicle and mini Auxiliary Payload modes, the mini Auxiliary Payload should be designed with a structural stiffness which ensures that :

- the fundamental frequency of the mini Auxiliary Payload in the longitudinal axis is ≥ 60 Hz,
- the fundamental frequencies of the main Auxiliary Payload in the lateral axes are ≥ 30 Hz.

This applies for the mini Auxiliary Payload and Ø 937 separation system hardmounted at the ASAP 5 interface plane.

7.1.2 primary structure

During flight, low frequency dynamic and steady loads are combined to define the quasi static load (QSL).

The design and dimensioning of the primary structure must therefore allow for the most severe load combination that can be encountered at any given instant of flight.

The corresponding flight limit loads are given in the following table.

Issue 1

Acceleration (g)	Longitudinal		Lateral
	Static	Dynamic	Static + Dynamic
Flight event			
Maximum dynamic pressure	- 2.7	+/- 0.5	+/- 3
P 230 thrust oscillations	- 4.55	+/- 1.75	+/- 3
P230 separation	-0.7	± 5	+/- 2

- the minus sign with static longitudinal axis values indicates compression,
- lateral loads may act in any direction simultaneously with longitudinal loads,
- the quasi static loads (QSL) apply on payload C of G,
- the gravity load is included,
- These loads apply for mini Auxiliary Payload complying with the frequency requirements of paragraph. 7.1.1.

Dimensioning must take into account safety factors, which are defined by the spacecraft Authority with a requested minimum value of 1.25 at Ultimate stress and 1.1 at yield stress.

Coupled load analysis :

The coupled load analysis carried out as part of the Mission Analysis will verify the dimensioning adopted.

7.2 Thermal environment

During all phases from encapsulation to the separation of the spacecraft, the maximum dissipated power considered for each mini auxiliary payload shall be ≤ 30 W.

7.3 Spacecraft mechanical environment qualification and acceptance tests :

The client will demonstrate that the spacecraft meets the dimensioning requirements, by means of an analysis file and protoflight tests.

A test plan established by the Spacecraft Authority describing the tests which are executed on the spacecraft, will be provided to the ARIANESPACE Authority for approbation.

For spacecraft qualification, sinusoidal, shock and random or acoustic tests are mandatory.

For spacecraft acceptance, only random or acoustic tests are mandatory.

After completion of the test, the test file shall be provided to ARIANESPACE.

7.3.1 static qualification tests

On the basis of the ARIANE quasi static loads as described in para. 7.1.2 the User determines the dimensioning load cases to which the spacecraft structure will be subjected. The static tests shall be carried out without rupture up to flight limit loads, multiplied by a factor ≥ 1.25 .

7.3.2 sinusoidal vibration tests

The qualification and acceptance levels, applied at the interface plane, are given in the following table.

	Frequency range (Hz)	Qualification levels (0 - peak) (recommended)	Acceptance level (0 - peak)
Longitudinal	4 - 5	24.8 mm	19.8 mm
	5 - 100	2.5 g	2 g
Lateral	2 - 5	18.7 mm	14.9 mm
	5 - 100	1.9 g	1.5 g
Sweep rate		2 oct. / min	4 oct. / min.

Issue 1

7.3.3 random vibration tests

The random vibration test levels for the qualification and the acceptance of the spacecraft are presented below :

On 3 axis	Frequency range(Hz)	Density (g ² / Hz)	rms value (g)
Qualification levels	30 - 150	+ 6 dB / Oct.	11
	150 - 700	0.0727	
	700 - 2000	- 3 dB / Oct.	
Acceptance levels	30 - 150	+ 6 dB / Oct.	7.3
	150 - 700	0.05	
	700 - 2000	- 3 dB / Oct.	

Issue 1

The levels are identical for longitudinal and lateral axes and refer to the interface plane. The test duration is 2 minutes per axis for qualification, and 1 minute per axis for acceptance testing.

7.3.4 Acoustic vibration test

- The acoustic levels applicable for qualification and acceptance tests of the spacecraft are presented below :

OCTAVE BAND CENTER FREQUENCY (Hz)	QUALIFICATION LEVEL	ACCEPTANCE LEVEL (Flight Limit)	TEST TOLERANCE (1)
		0 dB : ref. 2×10^{-5} Pascal	
31.5	132	128	- 2, + 4
63	134	130	- 1, + 3
125	139	135	- 1, + 3
250	143	139	- 1, + 3
500	138	134	- 1, + 3
1000	132	128	- 1, + 3
2000	128	124	- 1, + 3
OVERALL LEVEL	146	142	- 1, + 3
TEST DURATION	2 minutes	1 minute	

Issue 1

--	--	--	--

Notes : (1) The tolerances indicated in the above table allows for standard test-equipment inaccuracy.

7.3.5 shock tests

Issue 1

The Mini Auxiliary Payload is subjected to shocks during interstages separations, fairing and carrying structures jettisoning and on actual payload separation. The Minisat and in particular its equipment, must therefore demonstrate its ability to withstand the shock specified in Figure 10.1.

The qualification can be performed in two ways :

- either through a direct qualification shock test with a base shock spectrum equal to figure 11 plus 3 dB for qualification margins
- either through a two steps demonstration involving :
 - a) a shock test, during which interface levels and spacecraft equipment base levels are measured. This test can be performed on the STM/PFM or on the first model of a series, provided that the spacecraft structure and the equipment location and mounting are the same as on the flight models.
 - b) An analytic demonstration of the qualification of the equipment.

This is obtained by comparing the component unit qualification levels to the equipment base levels that would be experienced applying the interface shock specified in 4.1.6. (with the addition of a qualification margin : 3 dB recommended) and the transfer function defined during the shock test.

This demonstration could be made by using equivalent rules on other environment qualification tests. (i.e. random or sine).

7.3.6

A fit-check (mechanical and electrical compatibility test) will be performed with flight hardware or with flight hardware. "L" being the launch date. (At MMS - Stevenage at L-7 months).

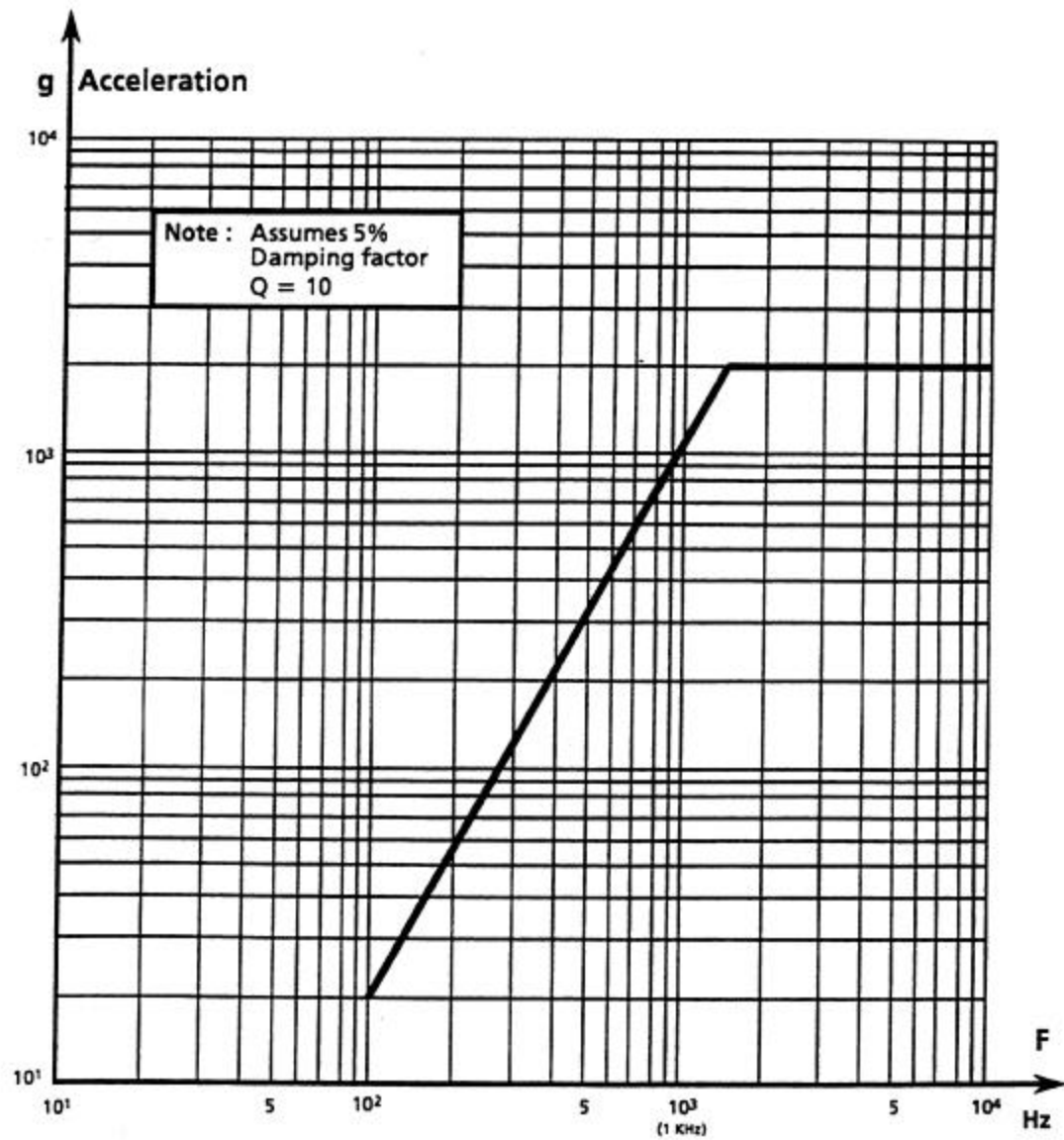


Figure 11 : Flight limit shock environment for Minisatellites

Anexo IV

Clasificación documentos UPMSat-1

Clasificación de documentos

El presente capítulo pretende relatar la tarea de clasificación de documentos del UPMSat-1 que realizaron los alumnos Joan Albert Miralles Pascual, Jaime Sánchez Becerra y Alejandro Pila Vigalondo.

El objetivo de esta clasificación era ordenar la basta cantidad de documentos e informes de los que se disponía para, una vez hecho, saber qué era lo que había y dónde estaba. Así, una vez conocida la ubicación de tal cantidad de información, la tarea del prediseño del subsistema de potencia del UPMSat-2 se vería facilitada considerablemente.

La clasificación de información se realizó creando una base de datos en Microsoft Access. Para ello, se dividieron los documentos e informes entre los tres alumnos en varias tandas. La idea era simple: se repartían archivadores con informes y documentos secuencialmente y cuando uno terminara de clasificar la información de su carpeta o archivador se acercaba al despacho del profesor D Santiago Pindado Carrión para dejar lo clasificado y coger material nuevo. Y así se hizo.

Más tarde, cada alumno con su ordenador creó una base de datos con la información que iba recopilando y clasificando. Una vez hecho esto, cada compañero terminaría su base de datos, se la enviaría a Jaime Sánchez y él se encargaría de juntar toda la información en un único documento.

La base de datos se presentará al final del PFC como anexo complementario al mismo.

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

Tabla I

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
5	Libro de texto	Calor y termodinámica	Mark W. Zemansky Richard H. Dittman	Explicación de las bases teóricas aplicadas al estudio de las pilas.	17.3. Pila reversible. 17.4. Pila de combustible. 17.5. Dieléctrico. 17.5. Fenómenos termoelectrónicos. 17.6. Corrientes eléctrica y de calor simultáneas en un conductor. 17.7. Efectos Seebeck y Peltier. 17.8. Efecto Thompson y Ecuaciones de Kelvin. 17.9. Refrigeración termoelectrónica.	Mc Graw Hill	10
6	Libro de texto	Termodinámica de las pilas electroquímicas	Desconocido	Fragmento del capítulo XIX. Nociones generales donde se describe los fenómenos termodinámicos de este tipo de pilas	6. Termodinámica de las pilas electroquímicas	Desconocida	2
7	Libro	Cambio de energía en las reacciones químicas. Termodinámica	Desconocido	Capítulo completo de las reacciones químicas aplicadas a pilas	8.1. Relaciones de energía en las reacciones químicas 8.2. Ley de conservación de la energía. Primer Principio de la termodinámica. Energía interna y entalpía. 8.3. Calor de reacción;expresión correcta. Ecuaciones termodinámicas. 8.4. Ley de Hess de la suma constante de calor. 8.5. Aplicación de la ley de Hess. Cálculo de calores de reacción.	Desconocida	6
8	Libro	Electrochemical cells and electrode potentials	Desconocido	Descripción de termodinámica de las reacciones químicas en una pila	- Effect of temperature and Pressure on the electromotive force of a cell. - Activity, electromotive force and equilibrium constant.	Desconocida	2

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
9	Artículo	Nickel-Cadmium Voltage/Life prediction Equation	Douglas P. Hafen	Desarrollo de un modelo de predicción del voltaje para células de baterías SQ de Níquel y Cadmio.	<ul style="list-style-type: none"> - Abstract. - Introduction. - Voltage Prediction Model. - Implementation of voltage prediction model. - Capacity prediction model. - Conclusion. - References. 	Lockheed Missiles & Space Company, Inc.	3
10	Artículo	Universal Test-Bench for Charging/Discharging of Ni-Cd and Ni-MH Batteries	Manuela González, José López, Emilio López, Miguel Ángel Pérez	Se ha desarrollado un banco de pruebas para las baterías de Ni-Cd y Ni-MH con el objetivo de investigar cómo se modifican los rendimientos en función del método de carga utilizado.	<ul style="list-style-type: none"> - Overall view of Ni-Cd and Ni-MH batteries. - - - Introduction. - - - Ni-Cd and Ni-MH system charge description. - - - Conventional and fast charge. - Test-Bench for Ni-Cd and Ni-MH Batteries. - - - Introduction. - - - The test-bench. - - - The power stage for charging. - - - The power stage for discharging. - - - Sising block. - Conclusions. - References. 	3rd International Power electronics Congress. Universidad de Oviedo. E.T.S. Ingenieros Industriales e Ingenieros Informáticos.	8
11	Informe	Modeling taper charge with non-linear equation	Patrick P. McDermott	n/a	<ul style="list-style-type: none"> - Introduction. - Test Matrix. - Time to voltage limit. - Percent of charge returned during the charge cycle. - Fitting the taper portion of the charge. - Four and five parameter fit equations. - Other characteristics of the taper charge. - Sumary and conclusions. 	Desconocida	19

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
12	Informe	Electrical battery model for LEO application based on absolute instantaneous state of charge.	A. Lehman	n/a	<ul style="list-style-type: none"> - - Abstract. 1. How the battery behavior impacts on the available power from the solar array. 2. A few words about the state or the art. 3. Building the electrical model. - - 3.1. An empirical general approach. - - 3.2. The structure of the model. - - 3.3. Model adjustments. - - 3.4. When looking at the external battery behavior. - - 3.5. When looking at the internal electrical behavior V_2 or V_2'. - - 3.6. Taking into account the instantaneous coulombic efficiency. - - 3.7. Computing instantaneous power dissipation. 4. Using the model for simulations. - - 4.1. A convergent process to stabilized cycle. - - 4.2. Simulating realistic profiles. 5.0. Model Validation. - - 5.1. During stabilized cycles. - - 5.2. A comparison has been made with SPOT 1 inflight parameters. - - 5.3. A simulation of a complex cycling. 6. Conclusion. - - References. 	matra- Espace. Toulouse. France. ESA	7

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
13	Informe	Three-Dimensional Thermal Modeling of Electric Vehicle Batteries	Johnsee Lee. K.W.Choi. N.P. Yao. C.C. Christianson.	n/a	- Abstract. - Model Formulation. - Dimensionless Analysis and Applications to Nickel/Iron Battery - Conclusion. - Acknowledgment	Chemical Technology Division, Agronne National Laboratory, Agronne. Illinois 60439	6
14	Artículo	Thermal Conductivity Measurements of Nickel-Cadmium Aerospace Cells.	E. W. Brooman J. McCallum.	n/a	- Abstract. - Experimental. - Results and Discussion. - Conclusions. - Acknowledgments.	Journal of Electrochemical Society. Battle Memorial Institute, Columbus laboratories, Columbus, Ohio 43201	6
15	Informe	Computer Modeling of batteries from Nonlinear Circuit Elements	S.Waaben. I. Moskowitz. J. Federico. C.K. Dyer.	n/a	- Abstract. - Charge Sourcing, Transport, and Sinking. - Charge Diode Transients. - Electrochemical Turn-On Transients. - Electromagnetic Turn-On Transients: Series Resistance and Inductance. - Charging and Discharging. - Charge Relocation in Grains. - Gas Evolution during Overcharge. - Computer Generated Simulation. - Interpretation of Cell Discharge Plateaus and Potentiodynamic Peaks - Conclusions. - Acknowledgments.	AT&T Bell Laboratories, Murray Hill, New Jersey 07974	7

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
16	Documento de Trabajo	Proyecto: Satélite Científico UPM-1 Subproyecto: Electrónica y Comunicaciones Documento de trabajo 1	Departamento de Señales, Sistemas y Radiocomunicaciones. ETSI Telecomunicación. Ciudad Universitaria. Madrid.	Un esquema de los subsistemas electrónicos. Estos son: Computadores embarcados, Modems, Interfaz de sensores y actuadores, Cámara de experimentación, Sistema de Alimentación, Estación de Control. Esquema de los subsistemas lógicos de comunicación y control.	- Plan de trabajo propuesto - Subsistemas Electrónicos - Subsistemas Lógicos de comunicación y control - Comunicaciones --- Telemetría, Telemando y Telecontrol --- Supervisión Experimentos --- Control de misión - Paquetes de Trabajo - Mensajería	ETSI Telecomunicación	13
17	Planos y esbozos	LB Sat	Desconocido	Lista provisional de equipos a bordo del UPM Sat-1, planos de la distribución de éstos, así como una secuencia de actividad con el tiempo del satélite desde la fase de lanzamiento hasta el experimento de control de actitud.	-Plano -Lista de Equipos -Secuencia de actividad de la misión -Secuencia de la misión -Medidas diarias -Descripción del sistema de equipos	Desconocida	6
18	Documento de Trabajo	Proyecto: Satélite Científico UPM-1 Subproyecto: Electrónica y Comunicaciones Documento de trabajo 1 (Con Anotaciones y en formato A3)	Departamento de Señales, Sistemas y Radiocomunicaciones. ETSI Telecomunicación. Ciudad Universitaria. Madrid.	Un esquema de los subsistemas electrónicos. Estos son: Computadores embarcados, Modems, Interfaz de sensores y actuadores, Cámara de experimentación, Sistema de Alimentación,	- Plan de trabajo propuesto - Subsistemas Electrónicos - Subsistemas Lógicos de comunicación y control - Comunicaciones --- Telemetría, Telemando y Telecontrol --- Supervisión Experimentos --- Control de misión - Paquetes de Trabajo	ETSI Telecomunicación	7

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
				Estación de Control. Esquema de los subsistemas lógicos de comunicación y control.	- Mensajería		
19	Informe	Especificaciones placa ECC UPM-SAT	Departamento de señales sistemas y radiocomunicación ETSIT	En este documento se encuentran las especificaciones preliminares de las señales de los conectores del ECC, los test de software de aceptación y un plano de mecanizado preliminar.	- Especificaciones eléctricas de conexionado --- Conector de alimentación P1 --- Conector de I/O digital P2 --- Conector de I/O analógico P5 --- Conector de I/O analógico/digital P4 - Consideraciones acerca de las señales en los conectores - Especificaciones mecánicas - Capacidad del sistema y test de aceptación - Planos del circuito.	ETSIT	14
20	Manual	Manual de Usuario y programación de la placa EXX UPM-SAT	Departamento de señales sistemas y radiocomunicación ETSIT	En este documento figuran los datos necesarios para la programación y configuración de la placa de comando y control del UPMSAT.	- Especificaciones eléctricas de conexionado --- Conector de alimentación P1 --- Conector de I/O digital P2 --- Conector de I/O analógico P5 --- Conector de I/O analógico/digital P4 - Consideraciones acerca de las señales en los conectores - Información para la programación --- Mapa de memoria --- Interrupciones --- Watch-Dog --- Selección del canal de conversión	ETSIT	18

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
					A/D --- Selección de la frecuencia de muestreo - Cálculos		

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
21	Manual	Texto de los manuales de referencia técnica UPMSAT/ETSIT	Departamento de señales sistemas y radiocomunicación ETSIT	Manual introductorio necesario para la comprensión del resto de documentos de la ETSIT	<ul style="list-style-type: none"> -Circuito de la placa de comando y control - Esquema de bloques - CPU - Watch Dog - Bancos de RAM - Selección - Entrada/Salida digital - Conversores D/A - Conector de expansión (Modem) - Front End analógico - Base de tiempos - MUX0, MUX2, MUX2 y MUX3 - ANC - Generación del PCB - Tarjeta de control del experimento - Esquema de bloques - Acelerómetros - Amplificadores para sensores de presión - Generación del PCB (2) - Conexión de la placa - Circuito de control de cargas de la fuente de alimentador - Esquema de bloques - Esquema principal - Bloque de convertidores DC_DC - Controles de carga - Circuito de limitación de corriente de los magnetopares - Conectores de la placa 	ETSIT	26
22	Planos y esbozos	Planos del circuito del ordenador	Desconocido	Conjunto de planos que describen los circuitos del ordenador de a bordo del UPMSAT-1.	- Planos	Desconocida	16

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
23	Informe	Revisión del proyecto microsat	Luís Hernández Corporales ETSIT	Revisión del proyecto, soluciones aprobadas y sus alternativas. Estudio de viabilidad del diseño del hardware embarcado.	- Revisión del proyecto microstat - Condiciones de funcionamiento del Hardware embarcado - Solución de la ETSIA y sus alternativas - Estudio de viabilidad del diseño del Hardware embarcado	ETSIT	12
24	Manual	Manual de referencia técnica de la placa analógica UPM-SAT	Luís Hernández Corporales ETSIT	Un manual en el que se detalla el funcionamiento de cada módulo del circuito de la placa analógica del UPMSAT.	- Esquema de bloques - Acelerómetros - Amplificadores para sensores de presión - Controladores de los servomecanismos - Filtros de los sensores FASOP - Generación del PCB - Conexión de la placa	ETSIT	21
25	Hojas informativa	Maxon DC Motor	Desconocido	Hoja descriptiva sobre las características térmicas de un motor eléctrico de DC.	- Planos y tablas	Desconocida	5
26	Informe	Informe de evaluación de la placa analógica UPM-SAT	Luís Hernández Corporales	Este documento contiene las medidas que se han realizado sobre uno de los cuatro circuitos impresos realizados para la evaluación del diseño de la placa analógica del UPM-SAT.	- Introducción - Medidas de los amplificadores de acelerómetro --- Medidas de offset --- Medida de respuesta espectral --- Medida de ruido en baja frecuencia (1/f) - Medidas de los sensores de presión - Medidas de los filtros FASOP - Medidas de los amplificadores de los servos	ETSIT	9
27	Planos y esbozos	Planos del circuito del experimento	Desconocido	Planos del circuito del experimento de abordó	- Planos	Desconocida	10
28	Planos y esbozos	Planos de mecanizado de la	Luis Hernández Corporales	Estos son los planos de mecanizado de la	- Planos	ETSIT	3

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
		placa analógica		placa analógica			
29	Informe	Propuesta de desarrollo del subsistema de acondicionamiento de señal UPM-SAT	Luís Hernández Corporales	En este documento se presenta la propuesta de diseño de una placa que contiene todos los circuitos analógicos necesarios para complementar el interfaz entre los diversos sensores y actuadores y la placa de procesado del UPM SAT.	<ul style="list-style-type: none"> - Introducción - Descripción del subsistema propuesto - Estudio de viabilidad - Propuesta de desarrollo y planificación 	ETSIT	8
30	Tabla	Tabla sobre los distintos componentes necesarios en los componentes de los circuitos	Desconocido	Tabla sobre los distintos componentes necesarios en los componentes de los circuitos	- Tabla	Desconocida	1
31	Planos y esbozos	Esbozo sobre el montaje de cables y circuitos.	Desconocido	Esbozo sobre el montaje de cables y circuitos a bordo del UPMSAT. Se describe como poner barnices, y cómo adherir a los circuitos condensadores mediante araldite.	- Esbozos	Desconocida	2
32	Planos y esbozos	Placa del ordenador de a bordo	Desconocido	Planos sobre la placa del ordenador de a bordo.	- Planos	Desconocida	20
33	Manual	Manual de referencia técnica de la placa CONMUTADOR DE ANTENAS V2.0	Francisco Sánchez Sánchez	En este documento figura la información necesaria para el mantenimiento,	<ul style="list-style-type: none"> - Introducción - Especificaciones eléctricas de conexionado - Listado de componentes 	ETSIT	12

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
				montaje y uso de la tarjeta CONMUTADOR DE ANTENAS V2.0 desarrollada para soportar las comunicaciones del UPMLBSAT.	- Serigrafía y posicionado		
34	Informe	Acceptance test results of UHF telemetry transmitter	AYDIN VECTOR DIVISION	Resultados del test de aceptación del transmisor de telemetría UHF.	- Data Sheets	AYDIN VECTOR DIVISION	12
35	Informe	Especificaciones técnicas del transpondedor del UPMSAT V1.0	Francisco Sánchez Sánchez	El presente informe pretende ser una aproximación a las características del transpondedor que irá a bordo del UPMSAT y del equipo gemelo situado en la estación de seguimiento en tierra.	- Introducción - Parámetros del enlace - Parámetros del receptor - Parámetros del emisor - Configuraciones de reserva - Definición de interfaces - Diagrama de tiempos - Conclusiones - Bibliografía	Desconocida	19
36	Informe	Control de coste y distribución del gasto del UPM/LB SAT	Desconocido	Control de coste y distribución del gasto del UPM/SAT. Tablas en las que se especifica cuándo dinero, a quién y en qué se ha empleado.	- Introducción - Documentos aplicables y documentos de referencia - Conceptos de Gasto. Definiciones. - Resumen de Gastos por paquetes de trabajo. - Resumen de Gastos por capítulos. - Gastos por paquete de trabajo - Listado de facturas - Hojas adjuntas con más tablas de costes.	Desconocida	50
37	Planos y esbozos	Placa de servos y amplificadores	Desconocido	Conjunto de planos que definen la placa de servos y amplificadores	- Planos	Desconocida	29

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
38	Planos y esbozos	Placa de control de cargas	Desconocido	Conjunto de planos que definen la placa de control de cargas Fin Tabla I	- Planos	Desconocida	21
11	Informe	Modeling taper charge with non-linear equation	Patrick P. McDermott	Este es un informe de un trabajo con el fin de modelizar las características de la carga de voltaje y corriente de las células de níquel-cadmio, sujetas a la puesta a punto de la carga.	<ul style="list-style-type: none"> - Introduction. - Test Matrix. - Time to voltage limit. - Percent of charge returned during the charge cycle. - Fitting the taper portion of the charge. - Four and five parameter fit equations. - Other characteristics of the taper charge. - Summary and conclusions. 	Desconocida	19

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
12	Informe	Electrical battery model for LEO application based on absolute instantaneous state of charge.	A. Lehman	El documento presenta las pruebas para un modelo eléctrico de Ni-Cd, derivadas de la experimentación de tierra para la aplicación de órbita baja. La validez del modelo se demostró por una amplia zona de descarga y la temperatura.	<ul style="list-style-type: none"> - - Abstract. 1. How the battery behavior impacts on the available power from the solar array. 2. A few words about the state or the art. 3. Building the electrical model. <ul style="list-style-type: none"> - - 3.1. An empirical general approach. - - 3.2. The structure of the model. - - 3.3. Model adjustments. - - 3.4. When looking at the external battery behavior. - - 3.5. When looking at the internal electrical behavior V2 or V'2. - - 3.6. Taking into account the instantaneous coulombic efficiency. - - 3.7. Computing instantaneous power dissipation. 4. Using the model for simulations. <ul style="list-style-type: none"> - - 4.1. A convergent process to stabilized cycle. - - 4.2. Simulating realistic profiles. 5.0. Model Validation. <ul style="list-style-type: none"> - - 5.1. During stabilized cycles. - - 5.2. A comparison has been made with SPOT 1 inflight parameters. - - 5.3. A simulation of a complex cycling. 6. Conclusion. - - References. 	matra- Espace. Toulouse. France. ESA	7

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
13	Informe	Three-Dimensional Thermal Modeling of Electric Vehicle Batteries	Johnsee Lee/K.W.Choi/N.P. Yao/C.C. Christianson.	Un modelo térmico genérico de tres dimensiones ha sido desarrollado para analizar el comportamiento térmico de baterías de vehículos eléctricos. El modelo calcula la distribución de la temperatura y la disipación de la carga de la batería durante el circuito de descarga, carga y abierto. El modelo tiene en cuenta los efectos de la generación de calor, la conducción interna y convención, y la disipación de calor externo en la distribución de temperatura en una batería.	<ul style="list-style-type: none"> - Abstract. - Model Formulation. - Dimensionless Analysis and Applications to Nickel/Iron Battery - Conclusion. - Acknowledgment 	Chemical Technology Division, Agronne National Laboratory, Agronne. Illinois 60439	6
14	Artículo	Thermal Conductivity Measurements of Nickel-Cadmium Aerospace Cells.	E. W. Brooman J. McCallum.	n/a	<ul style="list-style-type: none"> - Abstract. - Experimental. - Results and Discussion. - Conclusions. - Acknowledgments. 	Journal of Electrochemical Society. Battle Memorial Institute, Columbus laboratories, Columbus, Ohio 43201	6

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
15	Informe	Computer Modeling of batteries from Nolinear Circuit Elements	S.Waaben. I. Moskowitz. J. Federico. C.K. Dyer.	Este trabajo presenta un modelo de circuito no lineal para el comportamiento celular.	<ul style="list-style-type: none"> - Abstract. - Charge Sourcing, Transport, and Sinking. - Charge Diode Transients. - Electronchemical Turn-On Transients. - Electomagnetic Turn-On Transients: Series Resistance and Inductance. - Charging and Discharging. - Charge Relocation in Grains. - Gras Evolution during Overcharge. - Computer Generated Simulation. - Interpretation of Cell Discharge Plateaus and Potentiodynamic Peaks - Conclusions. - Ackowledgments. 	AT&T Bell Laboratories, Murray Hill, New Jersery 07974	7
6	Libro de texto	Termodinámica de las pilas electroquímicas	Desconocido	Fragmento del capítulo XIX. Nociones generales donde se describe los fenómenos termodinámicos de este tipo de pilas	6. Termodinámica de las pilas electroquímicas	Desconocida	2

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
7	Libro de texto	Cambio de energía en las reacciones químicas. Termodinámica	Desconocido	Capítulo completo de las reacciones químicas aplicadas a pilas	8.1. Relaciones de energía en las reacciones químicas 8.2. Ley de conservación de la energía. Primer Principio de la termodinámica. Energía interna y entalpía. 8.3. Calor de reacción; expresión correcta. Ecuaciones termodinámicas. 8.4. Ley de Hess de la suma constante de calor. 8.5. Aplicación de la ley de Hess. Cálculo de calores de reacción.	Desconocida	6
8	Libro	Electrochemical cells and electrode potentials	Desconocido	Descripción de termodinámica de las reacciones químicas en una pila	- Effect of temperature and Pressure on the electromotive force of a cell. - Activity, electromotive force and equilibrium constant.	Desconocida	2
17	Artículo	Internal impedance of nickel- cadmium batteries with applications to space	D. Lahav / J. Appelbaum (Universidad de Tel Aviv. Israel)		- Abstract. - Introduction. - Experimental. - Results and discussion. - - Disconnected battery. - - Connected battery. - Conclusions. - References.	Journal of Power Sources. 1992	7
18		Temperature dependent battery modelling.	A.Capel / C. Fernández.			Alcatel Espace. Toulouse. (Francia)	7
19	Artículo	Dynamic Performance Battery model.	Thomas C. Leisgang / Sheila J. Johnson / Douglas P. Hafen			Lockeed Missiles & Space Co. Lockheed Way Sunnyvale, CA	3

Diseño y Ensayos en Tierra de paneles solares para un satélite de Órbita Baja

nº	Tipo de Documento	Título	Autor o Autores	Descripción	Capítulos/Epígrafes	Editorial	Páginas
20	Artículo	A state-of-charge indicator for experimental nickel-cadmium batteries.	J. Meiwes (Alemania) / J. Salikind (USA) / D. Nowak (USA)	n/a	n/a	Butterworth & Co. Electric Vehicle Developments	2